

LABORATORIO DE COHETERIA

**JUAN PABLO LOSADA PEREZ
JONATHAN RAMIREZ CASTILLO**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE ENERGETICA Y MECANICA
PROGRAMA INGENIERIA MECANICA
SANTIAGO DE CALI
2006**

LABORATORIO DE COHETERIA

**JUAN PABLO LOSADA PEREZ
JONATHAN RAMIREZ CASTILLO**

**Pasantía para optar al título de
Ingeniero mecánico**

**Director:
JAIME AGUILAR MARMOLEJO
Director Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica
“CITA”**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE OCCIDENTE
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE ENERGETICA Y MECANICA
PROGRAMA INGENIERIA MECANICA
SANTIAGO DE CALI
2006**

Nota de aceptación:

Aprobado por el Comité de Grado
en cumplimiento de los requisitos
exigidos por la Universidad
Autónoma de Occidente para optar
al título de Ingeniero Mecánico

Ing. JAIME AGUILAR MARMOLEJO

Director

Santiago de Cali, 06 de Junio de 2006

A la Universidad Autónoma de Occidente como alma materna da a conocer nuestras habilidades y capacidades como ingenieros y seres humanos íntegros.

A los Docentes con ayuda y dedicación facilitan el proceso de enseñanza a lo estudiantes de ingeniería mecánica.

A los estudiantes de ingeniería mecánica con el fin de motivarlos en el desarrollo de nuevas tecnologías.

AGRADECIMIENTOS

A Dios, por darnos fuerza, conocimiento salud y la oportunidad de haber podido terminar nuestras carreras y desarrollar este proyecto.

Además, expresamos nuestros agradecimientos a las siguientes personas que con su apoyo fue posible la realización de este trabajo:

Ingeniero Jaime Aguilar Marmolejo, Director del CITA y del proyecto de grado.

Ingeniero Julián Portocarrero, Docente Universidad Autónoma De Occidente.

Los docentes de Ingeniería Mecánica de la Universidad Autónoma De Occidente.

Nuestros padres por su apoyo moral y económico.

CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCION	13
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	15
2. JUSTIFICACION	16
3. OBJETIVOS	18
3.1 OBJETIVOS GENERALES	18
3.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS	18
4. MARCO TEORICO	19
4.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO	20
4.2 COMBUSTIÓN	23
4.3 CLASIFICACIÓN DE LOS COHETES	24
4.4 PRINCIPIO DE MOMENTO	25
4.5 TIPOS DE PROPELENTES	26
4.6 TIPOS DE COHETE	29
4.7 APLICACIONES	30
4.8 USO MILITAR	30
4.8.1 Misil antiaéreo de fabricación rusa	30
4.9 USO CIVIL	31
4.10 COHETE PROTÓN DE RUSIA	32
5. TEORÍA Y DISEÑO DE TOBERAS	33
5.1 COHETE IDEAL	33
5.2 GENERACIÓN DE EMPUJE	35
5.3 PROCESOS DE GAS EN LA CAMARA DE COMBUSTION Y LA TOBERA	39
5.3.1 Ley del gas perfecto	40
5.3.2 Principio de conservación de energía	40
5.3.3 Principio de conservación de materia	41
5.3.4 Proceso de flujo isentrópico	41
5.4 FLUJO DE GAS A TRAVES DE LAS CAMARAS DE COMBUSTION DE COHETES DE PROPELENTE LÍQUIDO	41
5.5 FLUJO DE GAS A TRAVES DE LA TOBERA	44
5.6 PARAMETROS DEL DESEMPEÑO DE UN MOTOR COHETE DE PROPELENTE LÍQUIDO	47
5.6.1 Velocidad característica C^*	48
5.6.2 Coeficiente de empuje C_f	48
6 CÁMARA DE EMPUJE	52
6.1. ELEMENTOS DE LA CAMARA DE EMPUJE	53
7. DISEÑO DE CAMARA DE EMPUJE	55
7.1 DISEÑO DE LA CAMARA DE EMPUJE DEL LABORATORIO	61
7.1.1 Planos de la cámara de empuje del laboratorio	64
7.2 DISEÑO DE LA CAMARA DE EMPUJE DEL PRIMER COHETE COLOMBIANO DE PROPELENTE LÍQUIDO	65
7.2.1 Planos de la cámara de empuje del primer cohete colombiano	66

8. INYECTOR	68
8.1 PLANOS DEL INYECTOR	71
9. SISTEMA DE REFRIGERACION	76
9.1 MATERIAL DE CONSTRUCCION PARA EL MOTOR COHETE DEL LABORATORIO	76
9.2 MATERIAL ABLATIVO PARA EL PRIMER COHETE COLOMBIANO	78
9.2.1 Mecanismo de la ablación	79
9.2.2 Medio circundante de la ablación	80
9.2.3 Eficiencia de la ablación	81
10. CONCLUSIONES	82
11. RECOMENDACIONES	83
BIBLIOGRAFIA	84
ANEXOS	86

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Longitud característica para diferentes propelentes	56
Tabla 2. Presentación para el diseño de cámaras de empuje	62
Tabla 3. Datos de entrada cohete laboratorio	63
Tabla 4. Datos de salida cohete laboratorio	63
Tabla 5. Datos de entrada cohete colombiano	65
Tabla 6. Datos de salida cohete colombiano	65
Tabla 7. Propiedades físicas del cobre	77
Tabla 8. Propiedades mecánicas del cobre	77
Tabla 9. Propiedades térmicas del cobre	78
Tabla 10. Ecuaciones en función de las celdas de Excel	86

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Principio de un globo	19
Figura 2. Principio Acción – Reacción	21
Figura 3. Ley del impulso y principio de newton	23
Figura 4. Diagrama característico de propulsión	25
Figura 5. Diagrama esquemático de un sistema de propelente liquido	27
Figura 6. Balances de presión sobre el interior de las paredes de la cámara	37
Figura 7. Flujo de gas en la cámara de empuje	42
Figura 8. Pérdidas de presión para dos relaciones de calor específico γ	43
Figura 9. Tobera De Laval	44
Figura 10. Empuje y distribución de presión	45
Figura 11. Teórico N_2O_3/N_2H_4 , $P_{cns}=100psia$	49
Figura 12. Teórico F_2/H_2 , $P_{cns}=100psia$	50
Figura 13. Teórico O_2/H_2 , $P_{cns} = 800psia$	50
Figura 14. Teórico $O_2/RP-2$, $P_{cns} = 1000psia$	51
Figura 15. Cámara de empuje	52
Figura 16. Configuración del motor	58
Figura 17. Contorno de tobera tipo campana	59
Figura 18. Ángulos θ_n y θ_e en función de relación de expansión E	60
Figura 19. Longitudes de N y E	60
Figura 20. Isométrico de la cámara de empuje para el laboratorio del “CITA”	63
Figura 21. Isométrico con corte a 90 grados de la cámara de empuje	64
Figura 22. Plano cámara de combustión del laboratorio	64
Figura 23. Isométrico de la cámara de combustión del cohete colombiano	66
Figura 24. Isométrico con corte a 90 grados de la cámara de combustión	66
Figura 25. Planos de la cámara de combustión del cohete colombiano	67
Figura 26. Diseño del inyector	69
Figura 27. Isométrico del inyector	69
Figura 28. Isométrico del inyector con corte longitudinal a 180 grados	70
Figura 29. Despiece del inyector	70
Figura 30. Buje inyector tobera	71
Figura 31. Buje roscado tobera	71
Figura 32. Carcaza tobera	72
Figura 33. Cono de refrigeración	72
Figura 34. Contratuerca tobera	73
Figura 35. Tapa	73
Figura 36. Inyector de oxigeno	74
Figura 37. Tubo inyector de combustible	74
Figura 38. Tuerca ajuste cuerpo tobera	75
Figura 39. Recubrimiento de la cámara con material ablativo	78
Figura 40. Material ablativo	80

Figura 41. Pantalla de Excel	85
Figura 42. 2 Hoja de cálculo de Excel	88
Figura 43. Dibujo en Solid Edge	89
Figura 44. Proceso de copiado de la variable radio de la cámara de combustión	90
Figura 45. Edición de perfil	91
Figura 46. Variables	92

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
Anexo A. Ecuaciones en Excel	85
Anexo B. Procedimiento para realizar la interfase entre Excel y Solid Edge	88
Anexo C. Diseño Tobera tipo cónica y campana	93
Anexo D. Resumen	94

RESUMEN

La cohetaría es una ciencia que con el pasar de los años se ha ido perfeccionando gracias al aporte de muchas personas, desde los chinos que fueron los primeros que comenzaron a experimentar con los cohetes, hasta nuestros días.

El cohete es una maquina que utiliza un motor de combustión interna para producir la energía cinética necesaria para la expansión de los gases, que son lanzados a través de un tubo propulsor conocido como la tobera. El cohete está formado principalmente por una estructura, un motor de propulsión a reacción y una carga útil.

El componente crítico del diseño de cohetes es la cámara de empuje debido a que esta se encuentra sometida a altas presiones durante su funcionamiento y por lo tanto su diseño debe ser preciso.

El diseño de la cámara de empuje consiste básicamente en seguir una serie de ecuaciones para determinar los datos de diseño y de construcción, en este caso, se utilizaron las formulas de diseño de cámaras de empuje en la elaboración de una hoja de calculo en Excel para desarrollar un programa de diseño de cámaras de empuje con toberas tipo campana o cónica. Este programa se hizo con el fin de facilitar los cálculos y obtener resultados más rápidos a la hora de hacer modificaciones sin la necesidad de que el usuario tenga que recalcular de nuevo dichos datos.

INTRODUCCION

El objeto de este proyecto, es ilustrar, definir, y compilar una base de información tecnológica que sirva como soporte para la creación de una escuela de conocimiento en el área del diseño y construcción de cohetes de propelentes líquidos en el Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica, de la Fuerza Aérea Colombiana, orientado al avance en la exploración meteorológica tropical y a la posibilidad de utilizarlos para lanzar pequeños satélites suborbitales.

La cohetería es una ciencia que con el pasar de los años y el aporte de muchas personas en distintas partes el mundo se ha ido perfeccionando, desde los chinos que fueron los primeros que comenzaron a experimentar con los cohetes, hasta nuestros días. Por medio de la cohetería los ingenieros de todo el mundo, a través de la investigación y experimentación han ido buscando en los distintos usos que hoy en día se le han dado a los cohetes como en la aeronáutica, en la industria militar y espacial.

En la ingeniería mecánica esta ciencia se aplica muy bien. Por eso en este proyecto en el que se encuentran involucrados estudiantes de ingeniería mecánica se pretenderá diseñar tres componentes fundamentales y esenciales en el diseño de un cohete, que son: la tobera, el sistema de refrigeración y el sistema de combustión. En este proyecto se utilizaran los conceptos básicos de mecánica de fluidos, teoría de flujos compresibles, transferencia de calor, termodinámica, entre otras, para cumplir con nuestro objetivo.

Se puede analizar y mostrar unas consideraciones de diseño para la ejecución de los componentes de los sistemas mencionados anteriormente; se refieren cada una de las ecuaciones, las relaciones termodinámicas y los diagramas para cálculos de toberas.

En síntesis como los cohetes son sistemas complejos de diversos componentes se enfatizará en el diseño del componente más crítico e importante de un motor cohete que es la tobera y sus partes esenciales. Habrá un enfoque en su funcionamiento, el significado del perfil convergente y divergente y la expulsión de los productos de escape a través de la tobera.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Este proyecto tiene que ver con los nuevos retos que debe enfrentar la Fuerza Aérea Colombiana en consecuencia al avance de la tecnología mundial, teniendo en cuenta que debe ser precursora del desarrollo, más ahora viendo la perspectiva en el campo espacial. Uno de los elementos importantes para iniciar con un dominio del espacio, es el conocimiento de cohetes y medios de transporte que en cualquier medio que presente el espacio sean eficaces. El Centro de Investigación en Tecnología Aeronáutica dada la preocupación por iniciar estos adelantos, se ha propuesto desarrollar un proyecto de Laboratorio de Cohetería, que con un equipo investigador en cada área, conduzca a la creación de una escuela de conocimiento.

La escuela militar de aviación EMAVI, necesita el diseño de la tobera, el sistema de refrigeración, y el sistema de combustión que harán parte del diseño como tal de un cohete, el ¿porque? de este problema es que una vez se tengan diseñados los componentes, se creará un laboratorio de cohetería en el que los estudiantes de EMAVI podrán hacer pruebas de combustibles (propelentes líquidos), lanzamiento de cohetes o posiblemente se pueda usar en la industria militar colombiana, para la fabricación de cohetes y misiles, como también para enviar en un futuro uno o varios satélites o para implementar algún sistema de seguridad.

2. JUSTIFICACION

Este proyecto es de gran importancia ya que puede incentivar a otras universidades de el país a que investiguen mas acerca del tema, convirtiéndose a su vez en una posible línea de investigación, además la teoría de flujos compresibles que es una de los principios mas importantes para diseñar cohetes, se puede enseñar en las universidades como una electiva más o para reformar cursos existente como mecánica de fluidos, maquinas hidráulicas, etc.

Desde el punto de vista social, con el lanzamiento de cohetes Colombia tendrá la posibilidad de enviar pico satélites al espacio, para mejorar la seguridad, las comunicaciones, tener mas acceso a la información climática (metereología), como también puede ayudar a que pequeños grupos de astronomía existentes en el país, conozcan mas del espacio exterior y contribuir a la conquista del mismo junto con otros países.

La realidad de la actualidad, resaltando el avance de los países desarrollados como Estados Unidos y Rusia; y algunos en Latinoamérica, como Brasil Argentina y Chile, muestran la necesidad de conocer y entender la tecnología en el campo espacial, donde el análisis y diseño de cohetes, será pieza clave en el desarrollo de las comunicaciones satelitales, aplicaciones tecnológicas derivadas de la conquista del espacio y su aprovechamiento.

Este proyecto hace énfasis en el área de las bases teóricas para el diseño de motores para cohetes. La razón más importante de este proyecto es tener una guía presentada sobre como son los diseños de los motores de un cohete, que aunque solo sería una parte de todo lo que abarca su estudio, también permitiría un comienzo para todos aquellos interesados en el tema; sobretodo, invitando a los estudiantes de ingeniería mecánica a que encuentren una forma atractiva de entrar en este tema y profundizar es los demás temas que faltarían por desarrollar,

esperando una proyección a mediano plazo, de un avance por parte de la Fuerza Aérea en este campo para el País.

La relevancia del proyecto para la sociedad en general sería un inicio y emprendimiento en desarrollo para nuestro país, mostrarle al mundo el talento humano que se ha visto frenado por la prioridad del conflicto interno, pero es la base del progreso en proyectos tecnológicos; y mucho más en particular para la Fuerza Aérea su relevancia está en convertirse en líder de este tipo de proyectos en Colombia y además de esto, la innovación que tendría y potencialidad a mediano o largo plazo. Los beneficios que pueden verse dentro de la misma Fuerza Aérea y el País, la motivación y el interés de avanzar en el campo de comunicaciones y de la tecnología espacial.

El valor teórico de la investigación llenará los vacíos de conocimientos sobre el tema en Colombia y dará inicio a un aprendizaje sobre los principios de los motores de los cohetes y mostrará a los estudiantes interesados que no es tan complejo el diseño de estos sistemas y que se puede desarrollar en nuestro país.

3. OBJETIVOS

3.1 OBJETIVOS GENERALES

Diseñar los componentes de escape de los productos de la combustión para la evaluación de combustibles gaseosos y líquidos para impulsión de cohetes y misiles.

3.2 OBJETIVOS ESPECIFICOS

- Diseñar la tobera del cohete.
- Diseñar el sistema de refrigeración de la tobera.
- Diseñar el sistema de inyección del combustible.

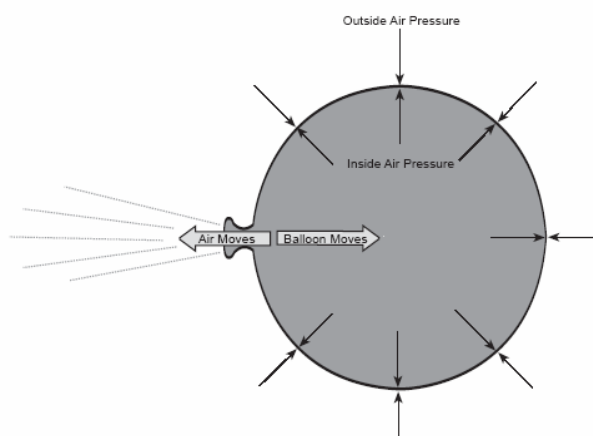
4. MARCO TEORICO

Un cohete es una maquina que, utilizando un motor de combustión, produce la energía cinética necesaria para la expansión de los gases, que son lanzados a través de un tubo propulsor conocido también como tobera (propulsión a reacción).

Un cohete está formado principalmente por una estructura, un motor de propulsión a reacción y una carga útil. La estructura sirve para proteger los tanques de propelente y oxidante y la carga útil.

Un cohete en su forma más simple, es una cámara que adjunta un gas bajo presión. Una apertura pequeña a un extremo de la cámara permite que el gas pueda escapar, haciendo proporcionar un empujón que propulsa el cohete en la dirección opuesta. Un ejemplo bueno de esto es un globo. El Aire adentro de un globo está comprimido por las paredes de caucho del globo.

Figura 1. Principio de un globo



Fuente: NASA, Rockets: An Educator's Guide with Activities in Science, Mathematics, and Technology. Washington D.C: NASA Headquarters, 2001. p. 13.

4.1 PRINCIPIO DE FUNCIONAMIENTO

Principio de funcionamiento del cohete, consiste en que: los gases expelidos por la abertura provocan un movimiento hacia arriba por reacción.

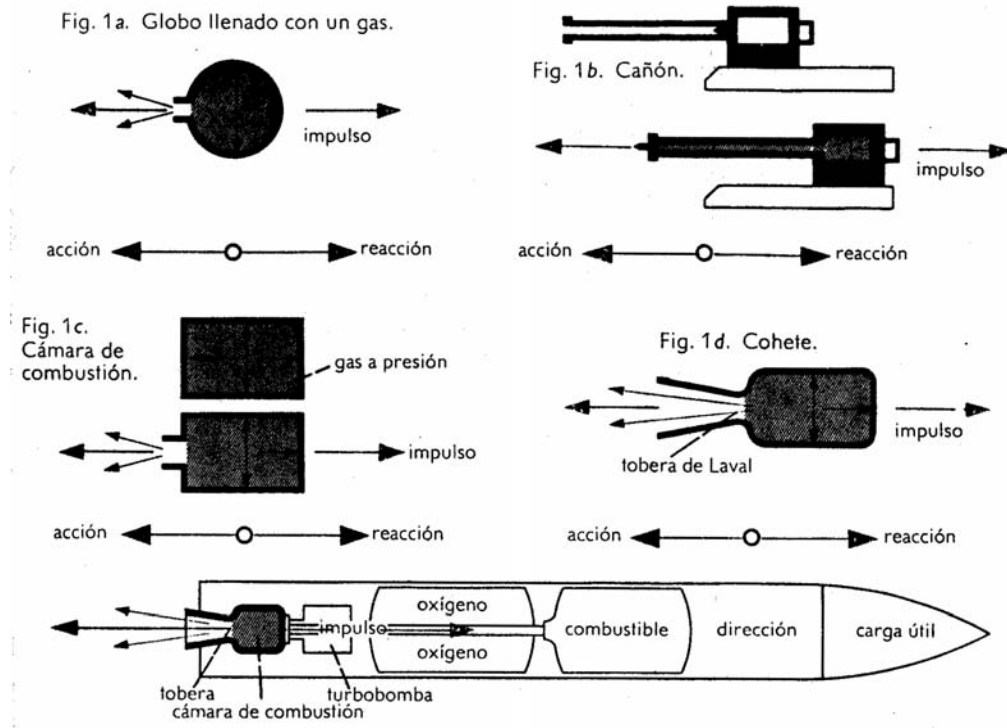
Los cohetes son cuerpos volantes que llevan consigo todos los medios necesarios para producir la energía propulsora y, con o sin ayuda de un sistema de dirección, pueden transportar cargas útiles a velocidades, alturas o alcances exactamente prefijados. El sistema propulsor del cohete no está supeditado a la presencia de la atmósfera, y debido a ello el mismo se distingue fundamentalmente de un motor a reacción. El motor a reacción emplea en efecto aire como medio de trabajo, y por consiguiente solo puede funcionar en condiciones atmosféricas (Lo que se refleja en la limitación de altura y velocidad de vuelo de los aviones equipados con motores de este tipo). En cambio el accionamiento del cohete es independiente de que exista o no atmósfera, y el vehículo tiene pues posibilidades "ilimitadas" en cuanto a la velocidad y altura de su vuelo. Todos los motores a reacción se basan en la ley fundamental de Newton, o ley de acción y reacción, que anunciada en su forma más simple expresa que toda acción provoca una reacción de igual magnitud pero de sentido opuesto a ella. De esta llamada tercera ley de Newton se deriva a su vez la del impulso, que halla aplicación en todos los sistemas de propulsión a reacción.

La ciencia de la cohetaría por ello empezó con la publicación en 1687 de el gran científico inglés Isaac Newton de su libro, *Philosophiae titulado Naturalis Principia Mathematica*, los principios físicos descritos en la naturaleza. Hoy, el trabajo de Newton normalmente se llama simplemente el Principio.

En el Principio, Newton declaró tres principios científicos importantes identificados anteriormente, que gobiernan el movimiento de todos los objetos, sea en la Tierra o en el espacio. Sabiendo estos principios, las Leyes de Newton, los trabajadores

en cohetes han podido construir los cohetes gigantes modernos del siglo XX como el Saturno 5 y el Trasbordador Espacial.

Figura 2. Principio Acción – Reacción



Fuente: NASA, Rockets: An Educator's Guide with Activities in Science, Mathematics, and Technology. Washington D.C: NASA Headquarters, 2001. p. 14.

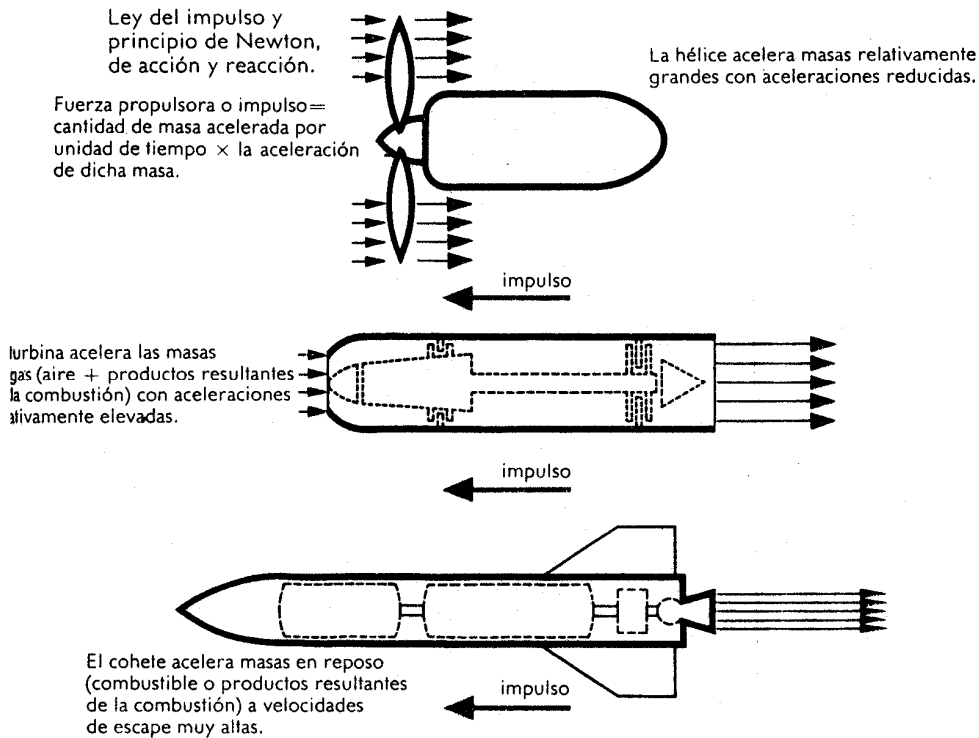
Las leyes enunciadas se ilustran en la figura 2 con ejemplos muy sencillos: Si en el globo ilustrado como figura 1-a dejamos escapar el gas en una cierta dirección (acción), el globo se moverá entonces en sentido opuesto a ella (reacción). En el cañón designado como fig. 1 b se tiene un efecto parecido: Para acelerar la masa del proyectil a la velocidad final o de disparo, es preciso que durante un cierto tiempo actúe sobre ella la presión del gas que la pólvora produce en la recámara. El producto de la fuerza debida a la presión por el tiempo transcurrido se denomina impulso, y es igual al producto de la masa del proyectil por la velocidad

final o de disparo, o sea, igual a la llamada cantidad de movimiento que tiene el proyectil.

En el caso de un cohete rigen también las leyes expuestas hasta aquí indicadas en la figura 2 como (fig. 1 c. y 1 d.). Si en una cámara de combustión producimos un gas comprimido y muy caliente, el gas ejerce contra las paredes de la cámara una presión de igual valor en todas direcciones. Al abrir la cámara por una de sus caras, el gas se escapará entonces de ella a una velocidad de escape supersónica, originando una fuerza de reacción (dirigida contra la cara opuesta de la cámara) que hará que el cohete se ponga en movimiento. Esta fuerza propulsora (impulso) es igual al producto de la masa de gas que se escapa por unidad de tiempo, multiplicada por la velocidad de escape que tiene dicho gas. Ello significa pues que el impulso es tanto mayor cuanto mayor sea también la masa de gas que escapa por segundo y la velocidad que tiene el gas.

De lo dicho anteriormente se deduce que el impulso del cohete no se debe a un efecto de "empuje" del gas, "apoyándose" contra el medio ambiente (atmósfera) al escaparse de la cámara, sino que está originado por una fuerza de reacción producida por el escape de una masa a gran velocidad en un sistema físico cerrado. Por esta razón el accionamiento del cohete es el único sistema propulsor que puede funcionar en el vacío. La figura 3 muestra aplicaciones prácticas de la ley del impulso y del principio de acción y reacción donde el cohete alcanza la velocidad máxima cuando las reservas de combustible se han transformado en impulso por completo.

Figura 3. Ley del impulso y principio de newton



Fuente: MACAULAY, David. Cómo funcionan las cosas: Cohetes. Barcelona: **Muchnik Editores**, 1989. p. 170.

4.2 COMBUSTIÓN

Algunos cohetes como los cohetes espaciales los cuales viajan al espacio exterior deben llevar almacenado en los tanques, no solo propelente (combustible), sino también oxidante (comburente) debido a la carencia de oxígeno en el espacio.

La magnitud del empuje producido (expresión que designa la fuerza producida por el motor de cohete) depende de la masa y de la velocidad de los gases expelidos por la abertura. Luego, cuanto mayor sea la temperatura de los gases expelidos, mayor será el empuje. Así, surge el problema de proteger la cámara de

combustión y la abertura de las altas temperaturas producidas por la combustión. Una manera ingeniosa de hacer esto es cubrir las paredes externas del motor con una tubería de un fino chorro del propio propelente usado por el cohete para formar un aislante térmico y refrigerar el motor.

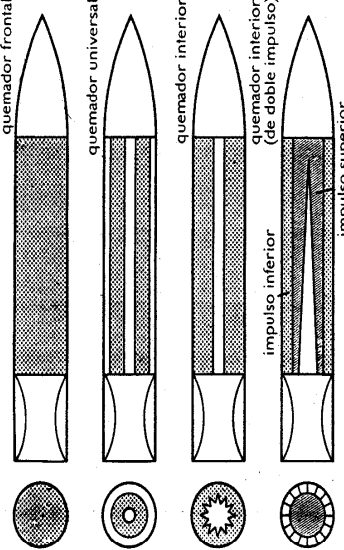
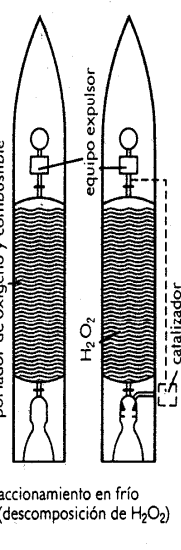
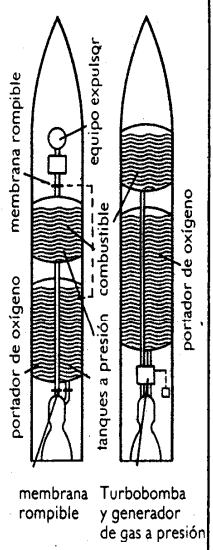
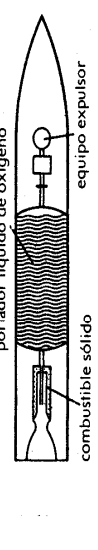

4.3 CLASIFICACIÓN DE LOS COHETES

Ya para el entendimiento del principio de cohetes, es necesario entender los conceptos sobre la propulsión a Jet; siendo este uno de los campos más utilizados y practicados para el desarrollo industrial aeronáutico y mecánico. Según el libro de George P. Sutton define la propulsión a Jet como un medio de locomoción por lo cual una reacción es comunicada a un mecanismo por un impulso de una materia expulsada. Con esto clasifica la propulsión a Jet en dos partes de estudio: Primero, una unidad ducto propulsora, que es en donde el fluido circundante es guiado a través del mecanismo o la máquina y acelerado por un gran impulso por medios mecánicos o térmicos en la expulsión.

Y segundo, un cohete propulsor donde la materia que será arrojada se guarda dentro de un dispositivo y las clasifica según el tipo de aplicación, el tipo de propelente a utilizar, el tamaño de la unidad y el tipo de construcción, sistemas de alimentación, etc.

Para ello, la clasificación de los cohetes según su accionamiento, que aglomera cada una de las características anteriores, está identificado por la siguiente figura.

Figura 4. Diagrama características de propulsión vs. Disposición esquemática, sistema de combustible y velocidad de escape

Características del cuerpo propulsor	Cohetes químico-térmicos				Cohetes atómico-térmicos
	sólido	líquido	líquido-líquido	sólido-líquido (litergol)	energía atómica + líquido
Disposición esquemática					
Sistemas de combustible	combustibles dobles-básicos y compuestos	CH_3NO_3 (nitrato metílico) H_2O_2 + permanganato potásico	Combustible: keroneso, hidrazina, hidrógeno Oxígeno, reactivos: O_2 , F_2 , NO_3H	Combustible pobre en oxígeno: O_2 , NO_3H , H_2O_2	Medio de trabajo: Hidrógeno, amoníaco, agua reactor atómico
Velocidad de escape	hasta 3000 m/s	2000 m/s	hasta 4500 m/s	2500 m/s	7000 - 30000 m/s

Fuente: MACAULAY, David. Cómo funcionan las cosas: Cohetes. Barcelona: **Muchnik Editores**, 1989. p. 171.

4.4 PRINCIPIO DE MOMENTO

La fuerza del empuje de un motor de cohete es la reacción experimentada por la estructura de motor debido a la eyección de materia a alta velocidad. Es el mismo fenómeno que hace un arma cuando retrocede. En este caso la velocidad adquirida delantera de la bala y la carga de pólvora es igual al retroceso o la velocidad adquirida posterior de la recámara del arma.

La velocidad adquirida se define como el producto de masa y velocidad. Puede mostrarse que la velocidad adquirida de un número grande de partículas pequeñas uniformes que fluyen a una velocidad uniforme, como el flujo de gas, puede expresarse como la velocidad adquirida de un cuerpo rígido equivalente de masa igual y velocidad de flujo.

El movimiento de un vehículo a través de un medio fluido confía en las fuerzas impartidas a él por el cambio de velocidad adquirida. Sobre este Sanger escribe:

Todos medios de transporte igualmente propulsado dentro de un líquido o el medio gaseoso, obtienen sus fuerzas de impulso en base al principio de velocidad adquirida, desde que todas las hélices de la nave, hélices del avión, ruedas de agua y remos generan su empuje delantero al gasto de la velocidad adquirida de agua o las masas de aire hacen que se aceleran desde atrás. La propulsión del cohete sólo difiere de estos dispositivos viejos, en la magnitud relativa de las masas aceleradas y las velocidades. La propulsión del cohete se usan sólo masas de gas relativamente pequeñas, que se lleva dentro del vehículo y se arroja a una velocidad muy alta¹.

La fuerza que actúa en un vehículo que se mueve a través de un fluido homogéneo puede ser determinada por el principio de momentum. Este principio, declara que la fuerza externa neta que actúa en un cuerpo que se sumerge en un fluido fluyendo firmemente debe igualar la diferencia entre el aumento en la velocidad adquirida por la unidad de tiempo del fluido y el aumento en la fuerza de presión que está actuando en las superficies del cuerpo.

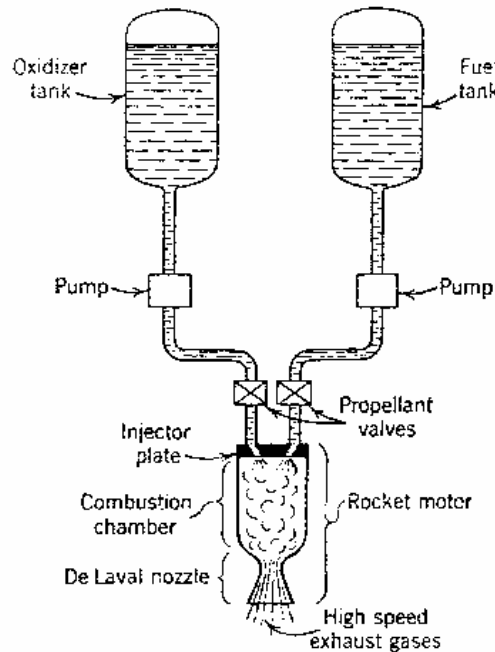
4.5 TIPOS DE PROPELENTES

Los cohetes de propelente líquido se alimentan bajo la presión de los tanques en una cámara de combustión. Un típico sistema de propulsión líquida se muestra esquemáticamente en la figura 5, los propulsores líquidos normalmente consisten

¹ SANGER, Eugen. Raketenflugtechnik. Munich: Irene Sängers-Bredt, 1933. p. 207.

en un oxidante líquido (por ejemplo, oxígeno líquido) y un combustible líquido (por ejemplo, gasolina).

Figura 5. Diagrama esquemático de un sistema de propelente líquido



Fuente: SUTTON, George; BIBLARZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. New York: Jhon Wiley & sons, 2001. p. 20.

En la cámara de la combustión, los propulsores reaccionan para formar gases calientes que a su vez se aceleran y arrojan a una velocidad alta a través de una boquilla, mientras imparten la velocidad adquirida al sistema. Una unidad líquida de cohetes normalmente permite los funcionamientos repetitivos y puede iniciarse y cerrarse a voluntad. Si la cámara de la combustión proporciona la adecuada capacidad refrescante, es posible iniciar cohetes líquidos por períodos que exceden una hora, dependiendo sólo del suministro propulsor. Un sistema de propulsión líquida de cohete es, sin embargo, relativamente complicado en el diseño, porque él requiere varias válvulas de mucha precisión, un mecanismo

alimentador con bombas de propelente, turbinas o un dispositivo presurizando el propulsor, y una cámara de la combustión relativamente complicada.

En el propelente sólido, todo el propelente contenido dentro de la cámara de la combustión es quemado. Este tipo de unidad de propulsión es particularmente adaptable para poca duración de encendido (10 a 25 segundos). La duración larga de las unidades del cohete sólidas requiere una cámara de la combustión grande y excesivamente fuerte. Un propelente sólido fue probado como ayuda en la unidad de despegue de un avión de la Armada U.S.; esta carga del propulsor contenía todos los elementos químicos para quemarse por completo. Una vez encendido, quemaba a una proporción casi constante en la superficie expuesta de la carga. No hay ningún sistema de alimentación, válvulas, o bombas subsecuentemente como lo está en las unidades líquidas, los cohetes de propelentes sólidos son relativamente simples en la construcción.

Los cohetes de propelentes gaseosos emplean propelentes gaseosos. Aunque se han usado los propelentes gaseosos experimentalmente, la aplicación de este tipo de propulsores se prevé. La principal dificultad es que los gases comprimidos requieren tanques para propelentes excesivamente grandes y pesados.

De vez en cuando se han propuesto combinaciones de propelente líquido y sólido, y se han usado experimentalmente. Un ejemplo es una cámara de la combustión llenada de material carbonoso sólido en el que se inyecta un agente oxidante líquido.

El tamaño de los sistemas de propulsión de cohetes normalmente puede compararse con respecto a varias cantidades físicas básicas.

Peso real. Se han volado con éxito unidades en el cual el peso va de una pequeña libra hasta aproximadamente 30,000 libras.

Empuje. Los motores de cohete con menos de una libra de empuje a 60,000 libras se han operado con éxito.

Duración. Se han construido y lanzado unidades de propelente sólido que operan sólo en una fracción de segundo y unidades del cohete líquidas que operan varias horas.

Razón de Peso – Empuje. Esta cantidad se usa a menudo para comparar actuación de unidades cohete.

Impulso Total. Éste es el producto del empuje y la duración. Se usa para comparar unidades cohete.

4.6 TIPOS DE COHETE

En cuanto al tipo de combustible usado, existen dos tipos de cohete:

- Cohete de combustible líquido: El propelente y el oxidante están almacenados en tanques fuera de la cámara de combustión y son bombeados y mezclados en la cámara donde entran en combustión.
- Cohete de combustible sólido: En que ambos, propelente y oxidante, están ya mezclados en la cámara de combustión en estado sólido.

En cuanto al número de fases, un cohete puede ser:

- Cohete de una fase: En este caso el cohete es "monolítico";
- Cohete de múltiples fases: Posee múltiples fases que van entrando en combustión secuencialmente y van siendo descartados cuando el combustible se agota, permitiendo aumentar la capacidad de carga del cohete.

4.7 APLICACIONES

La importancia de los cohetes radica en dos características:

- Su capacidad de alcanzar grandes velocidades y aceleraciones.
- Su capacidad de funcionar en el vacío (si son cohetes espaciales).

La primera de estas características es la que ha promovido su uso histórico en el campo militar y en los espectáculos pirotécnicos, la segunda no ha sido significativa hasta la aparición de la astronáutica en la década de 1950.

4.8 USO MILITAR

4.8.1 Misil antiaéreo de fabricación rusa. El cohete constituye un medio capaz de transportar una carga útil a grandes velocidades de un punto a otro. Como arma, un cohete puede transportar un explosivo (convencional o nuclear) a grandes distancias en un tiempo lo bastante corto como para coger al enemigo por sorpresa. El cohete presenta otras ventajas con respecto a los proyectiles: tiene un radio de acción más grande y su trayectoria puede ser controlada.

Existen cohetes militares (también nombrados misiles) de muy variado tamaño, potencia y radio de acción. Los pequeños pueden ser lanzados directamente por los soldados o desde vehículos en movimiento, y suelen ser utilizados para atacar las aeronaves del enemigo. La capacidad de controlar su vuelo también les permite ser usados para atacar objetivos fijos con bastante precisión.

Los misiles de gran tamaño pueden llegar a tener un radio de acción de miles de kilómetros y se utilizan para bombardear las instalaciones introducidas en territorio enemigo sin necesidad de enviar tropas o aviones. Su gran velocidad también dificulta la intercepción. De especial atención son los misiles balísticos intercontinentales (ICBM en terminología inglesa). Estos cohetes tienen un radio de acción de decenas de miles de kilómetros y siguen una trayectoria balística que

los lleva, efectivamente, fuera de la atmósfera terrestre. Armados con explosivos nucleares constituyen un medio de disuasión importante, ya que permiten atacar el corazón de la nación enemiga por muy lejos que esté, sin que ésta disponga de ninguno medio para impedir su llegada.

4.9 USO CIVIL

Fuera del campo militar, el uso más importante de los cohetes es el de lanzar objetos al espacio exterior, normalmente poniéndolos en órbita en torno a la Tierra. Para este objetivo, el cohete es el único medio disponible. Por una parte, son los únicos vehículos capaces de alcanzar la velocidad necesaria para esta aplicación, y de la otra sólo el cohete es capaz de propulsarse en el vacío del espacio. Los otros vehículos necesitan un medio material sobre el que desplazarse, o bien obtienen algún elemento esencial para su funcionamiento del medio.

Sin embargo, el cohete no deja de ser un medio ineficaz de lanzar objetos al espacio. Debido a su propia naturaleza el cohete habrá siempre de ser mucho mayor que el objeto que tiene que transportar, y eso quiere decir que en un lanzamiento la mayor parte de la energía será utilizada para acelerar el propio cohete y no su carga útil. Por ejemplo, un cohete Ariane 5 cargado de combustible pesa en torno a 750 toneladas, de las cuales sólo 20 pueden ser efectivamente puestas en órbita. Sin embargo, no existen alternativas en el cohete ni a corto ni a largo plazo para esta aplicación.

Otro uso ligeramente diferente de los cohetes se encuentra en los estudios de microgravedad. Un cohete puede poner un objeto en una trayectoria balística fuera de la atmósfera, donde no será sometido a la fuerza de rozamiento del aire y estará, pues, en una situación de caída libre, equivalente a la ausencia de gravedad para muchos fenómenos físicos.

4.10 COHETE PROTÓN DE RUSIA

El cohete convencional deberá pasar por algunos avances en los próximos años, aunque aún será el mayor responsable, por mucho tiempo, del envío de astronautas y satélites artificiales al espacio.

La adopción de vehículos reutilizables, como el Space Shuttle, de la NASA, debe ampliarse. Los transbordadores espaciales despegan como un cohete convencional, pero aterrizan como aviones, gracias su aerodinámica especial.

Un motor revolucionario, que puede hacer avanzar la tecnología astronáutica, es el motor Scramjet, capaz de alcanzar velocidades hipersónicas de hasta 15 veces la velocidad del sonido. El motor Scramjet no posee partes móviles, y obtiene la compresión necesaria para la combustión por el aire que entra de frente, impulsado por la propia velocidad del vehículo en el aire. La NASA probó con éxito un motor de este tipo en 2004. El cohete, llamado X-43A, fue llevado a una altitud de 12.000 m por un avión B-52, y lanzado de un cohete Pegasus a una altitud de 33.000 m. Alcanzó la velocidad récord de 11.000 Km. /h.

Otra posibilidad de adelanto en la tecnología de motores de cohetes es el uso de propulsión nuclear, en que un reactor nuclear calienta un gas produciendo un chorro que se usa para producir empuje. O la idea de construir un cohete en forma de vela, que se alimenta del viento solar, lo que permitiría una mayor velocidad y viajes a distancias mayores.

5. TEORÍA Y DISEÑO DE TOBERAS

Se mostrará la teoría de diseño de toberas, principalmente se enfatiza en diseño de toberas para cohetes de propelente líquido; esto es tratando cada una de las ecuaciones y consideraciones necesarias para lograr los propósitos según la misión a desempeñar. La idea es poner en práctica los conocimientos en termodinámica y mecánica de fluidos en el diseño, mostrar un comparativo entre las situaciones ideales con respecto a las reales y corregir el error ocurrente, analizar como podríamos obtener un mejor desempeño con los elementos disponibles y finalmente elaborar el esquema de cómo hacer la tobera.

La propulsión de cohetes es una ciencia exacta pero no es una materia fundamental, y no hay leyes científicas básicas de naturaleza peculiar a la propulsión.

Los principios básicos de propulsión son tomados de la mecánica, termodinámica y propulsión.

La propulsión es lograda por la aplicación de una fuerza a un vehiculo, esto es acelerar el vehiculo, alternativamente, mantener una velocidad dada obtenida por una fuerza de resistencia. Esta fuerza propulsiva es obtenida por eyección del propelente a alta velocidad.

5.1 COHETE IDEAL

El concepto de sistemas de propulsión para el cohete ideal es útil porque los principios básicos termodinámicos relevantes pueden ser expresados como relaciones matemáticas simples.

Para un cohete ideal las siguientes suposiciones planteadas son validas:

- La sustancia que funciona es homogénea
- Toda las especies de fluido que funciona son gaseosos
- La sustancia que funciona obedece la ley de gas ideal
- No hay transferencia de calor a través de las paredes del cohete (Flujo adiabático)
- No hay fricción apreciable ni condiciones de borde
- No hay discontinuidades en la tobera ni choques de ondas
- El flujo de propelente es firme y constante
- Todos los gases de descarga que dejan el cohete tiene una velocidad dirigida axialmente.
- La velocidad del gas, presión, temperatura y la densidad son todos uniformes a través de cualquier sección normal a la axial de la tobera.
- El equilibrio químico es estable dentro de la cámara del cohete y la composición no cambia en la tobera.

Para un cohete de propelente líquido la teoría idealizada postula un sistema de inyección en el cual el combustible y el oxidante son mezclados perfectamente así que resulta una sustancia que funciona homogéneamente.

Algunos autores y compañías no consideran estas características de cohete ideal, por ejemplo, una suposición que dice “Toda velocidad de salida de la tobera es axialmente dirigida” no la consideran, en cambio si consideran una tobera de salida cónica con un ángulo medio de 15° como su base configuración de tobera ideal.

5.2 GENERACIÓN DE EMPUJE

El empuje de un cohete es la reacción experimentada por su estructura debido a la eyección de materia a alta velocidad, el mismo fenómeno que hace el retroceso de un arma. En el ultimo caso el momento hacia delante (masa x velocidad) de la bala y de la “carga de energía” es igual al momento hacia atrás (retroceso) de la misma arma.

Un medio de transporte de auto propulsión dentro de un medio líquido o gaseoso obtiene la tendencia de fuerza en base al intercambio de la velocidad adquirida. Las hélices de barco, las hélices de avión, las ruedas de agua, los remos, generan un “empujón” a costa de la velocidad adquirida de agua o de las masas de aire aceleradas en retroceso.

La propulsión de cohetes difiere de estos artefactos solo por la magnitud relativa de las masas aceleradas y las velocidades. Mientras, hasta aquí, las largas masas se arrojaron hacia atrás a bajas velocidades, en la propulsión de cohetes solo se usan masas relativas de gases, las cuales se transportan dentro del vehiculo y se eyectan a velocidades demasiado altas.

El flujo de gas caliente de un cohete puede verse básicamente como la eyección de masas pequeñas tales como Δm (moléculas de gas) a una velocidad relativa v_e con respecto al vehiculo, el cual tiene una masa m_v y se esta moviendo a una velocidad u . La fuerza, el momento, y la velocidad son vectores de cantidad.

Considere un sistema simplificado en donde solo una partícula Δm se eyecte en un momento. El momento neto de este sistema M es:

$$M = m_v u = \Delta m (u - v_e) \quad \text{Ec 5-1}$$

La diferencia con respecto a campos de tiempo $dm/dt = 0$ (no hay cambio de momentum externo). El $d(\Delta m)/dt$ se aproxima a $-dm/dt$ en un gas de flujo continuo. Esto es igual a la tasa de disminución de la masa vehicular m_v .

La velocidad del escape v_e es constante y su derivada es 0. Entonces, Δm es muy pequeño y se aproxima a 0.

$$m_v du/dt = -v_e dm/dt \quad \text{Ec 5-2}$$

Los términos de la parte izquierda igualan a la fuerza neta (N_f) que actúa en el fluido, el cual cuando se integra sobre la superficie de control se transforma en:

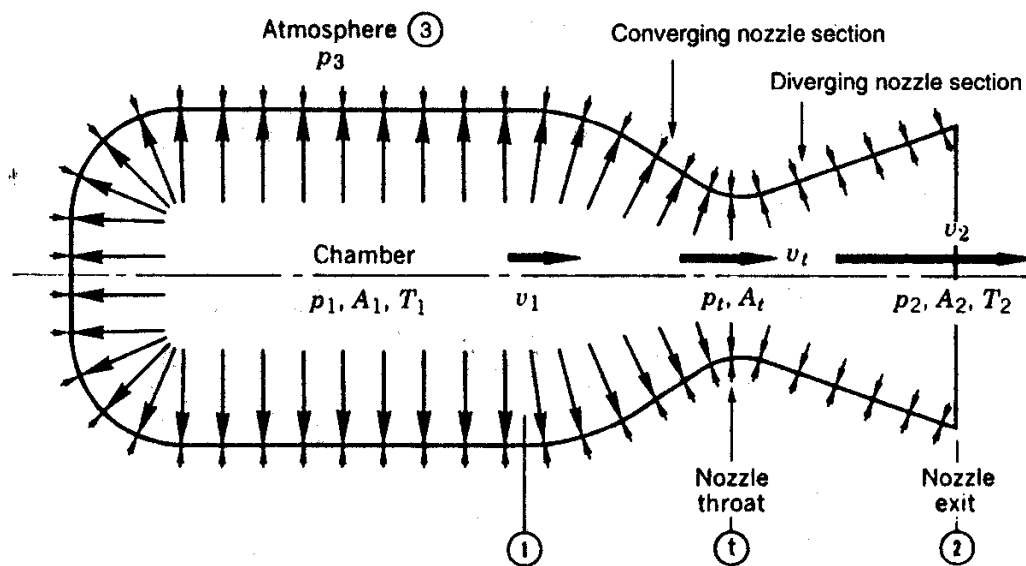
$$N_f = -v_e dm/dt = m v_e = v_e \left(\frac{W}{g} \right) \quad \text{Ec 5-3}$$

Esta fuerza neta es para cualquier motor de empuje en vacío. Esto asume una velocidad uniforme en el escape que no varía a través del área del chorro. El signo menos de la ecuación indica un decrecimiento en la masa del vehículo o refleja la velocidad v_e siendo puesta en la dirección de la fuerza neta. La tasa de flujo másico del propelente \dot{m} es usada como dm/dt , y la tasa de flujo de peso W , usualmente una cantidad mensurable, cuando se divide por la aceleración de la gravedad g , otra vez representa la tasa de flujo másico.

La presión del ambiente para un cohete en vuelo tiene una influencia sobre la magnitud de la fuerza neta. La figura 5-1 muestra esquemáticamente la presión

externa actuando uniformemente en la superficie exterior del cohete y la presión de gas en el interior del motor. El tamaño de las flechas indica la magnitud relativa de las fuerzas de presión. La fuerza axial neta se determina mediante la integración de todas las presiones actuando en las áreas que pueden ser proyectadas en planos normales al eje de la tobera. Las fuerzas actuando radialmente en el exterior son apreciables pero no contribuyen a la fuerza neta axial, por que el motor es axialmente simétrico.

Figura 6. Balances de presión sobre el interior de las paredes de la cámara y la tobera



Fuente: SUTTON, George; BIBLARZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. New York: Jhon Wiley & sons, 2001. p. 31.

Por inspección se puede ver que el área de la salida A_e del escape del motor presenta un desbalance de la presión atmosférica y la presión local P_e de los gases calientes del escape. Para un motor cohete volando en una atmósfera homogénea la fuerza neta axial es:

$$F = \frac{\dot{W}}{g} V_e + A_e (P_e - P_a) \quad \text{Ec 5-4}$$

Esta fuerza externa (el empuje actuando en el vehiculo) combina dos términos: el aumento del empuje (producto de la rata de flujo másico del propelente y la velocidad relativa de escape del vehiculo) y la presión de empuje (producto del corte del área seccional del escape abandonando el vehiculo y la diferencia entre la presión de escape y la presión atmosférica).

Cuando la presión del fluido iguala la presión de escape, el término de presión de empuje se vuelve cero y el empuje puede ser expresado como:

$$F = \frac{\dot{W}}{g} V_e \quad \text{Ec 5-5}$$

Esta condición da un máximo empuje (para una presión atmosférica dada) para un propelente y presión de cámara dados. El diseño de la tobera del cohete que permite una expansión de los productos del propelente a una misma presión de los alrededores se llama radio de expansión óptimo.

La ecuación 5-4 muestra que el empuje de un cohete es independiente de la velocidad de vuelo. Porque los cambios en la presión del fluido afectan la presión de empuje, el empuje del cohete se eleva con el incremento de la altitud. El cambio en la presión de empuje con altitud puede tener un incremento importante del diez al treinta por ciento del empuje total.

La ecuación 5-5 puede ser expresada de la siguiente forma:

$$F = C \frac{\dot{W}}{g} \quad \text{Ec 5-6}$$

Donde C es definida como la velocidad de escape efectiva y comprende:

$$C = V_e + A_e (P_e - P_a) \left(\frac{g}{\dot{W}} \right) \quad \text{Ec 5-7}$$

La velocidad de escape efectiva no es la velocidad actual excepto cuando $P_e = P_a$, donde C se vuelve igual a V_e .

5.3 PROCESOS DE GAS EN LA CAMARA DE COMBUSTION Y LA TOBERA

Como el tratamiento analítico de los fluidos compresibles a través de ductos cilíndricos y boquillas se encuentra en textos de aerodinámica y de termodinámica, no hablaremos aquí de las ecuaciones básicas relativas al flujo de gases; solo presentaremos las aplicaciones significativas de las ecuaciones que se usan en el diseño de cohetes en la actualidad. Los cálculos de los flujos de gas para el diseño de una cámara de empuje de un cohete suponen que existen las siguientes condiciones ideales:

- Composición de gas homogénea
- Gas perfecto
- Que no haya trasferencias de calor a través de las paredes del motor o en cualquier otra dirección como los procesos adiabáticos. Si no hay un aumento en la entropía, se llama proceso isentrópico
- Que no haya fricción

- Flujo de una dimensión, todas las moléculas de gas se mueven en líneas paralelas
- Velocidad uniforme a través de cualquier sección normal hacia el eje de la cámara.
- Equilibrio químico establecido dentro de la cámara de combustión y constante sobrante en la boquilla.

En el diseño actual de un cohete y para poder predecir su comportamiento por lo general se obtiene en forma empírica ciertos factores de corrección, que son aplicados a los resultados que se derivan de estas suposiciones ideales.

5.3.1 Ley del gas perfecto. En cualquier sección X la ley del gas perfecto establece:

$$144P_x V_x = RT_x \quad \text{Ec 5-8}$$

5.3.2 Principio de conservación de energía. En un proceso adiabático el incremento de la energía cinética del flujo de gases entre cualquier dos puntos iguala el decrecimiento de entalpía. Aplicado a la boquilla esto conlleva a la siguiente expresión para una unidad de peso del flujo de gas:

$$\frac{1}{2gJ} (V_x^2 - V_i^2) = Cp(T_i - T_x) \quad \text{Ec 5-9}$$

5.3.3 Principio de conservación de materia

$$\dot{W} = \frac{A_i V_i}{144 V_i} = \frac{A_x V_x}{144 V_x} \quad \text{Ec 5-10}$$

5.3.4 Proceso de flujo isentrópico. Para cualquier proceso de flujo isentrópico la siguiente relación es para dos puntos cualesquiera:

$$P_i V_i^r = P_x V_x^r \quad \text{Ec 5-11}$$

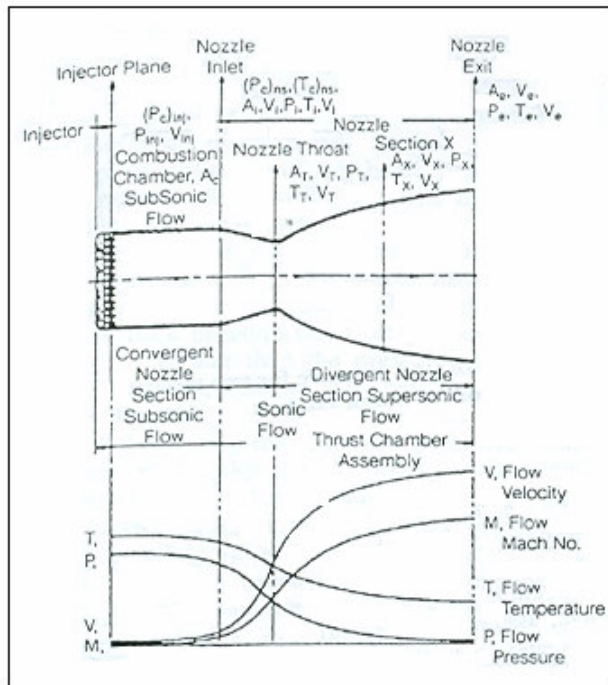
Donde r es el radio de calor específico y es una variable termodinámica.

5.4 FLUJO DE GAS A TRAVES DE LAS CÁMARAS DE COMBUSTIÓN DE COHETES DE PROPELENTE LÍQUIDO

La cámara de combustión de un cohete de propelente líquido convierte el propelente en un gas de alta temperatura y alta presión a través de la combustión la cual libera una energía química de propelente resultando un incremento en la energía interna del gas. Las cámaras de combustión son generalmente de construcción tubular como se muestra en la figura 7. Los propelentes líquidos son inyectados en el plano de inyección con una velocidad axial pequeña, la cual se asume igual a cero en los cálculos. El proceso de combustión se realiza a través de la longitud de la cámara y se espera que sea completa a la entrada de la boquilla. El calor liberado entre el plano de inyección y la entrada de la boquilla, incrementa el volumen específico del gas. Para satisfacer la condición del flujo

másico constante, el gas debe ser acelerado a través de la entrada de la boquilla con alguna pérdida de presión.

Figura 7. Flujo de gas en la cámara de empuje



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 7.

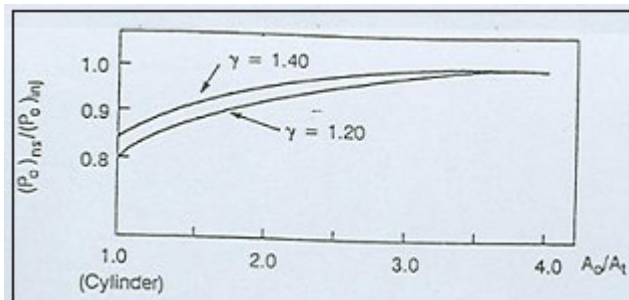
El proceso de flujo de gas en la cámara de combustión no es completamente isentrópico pero irreversible, expansión adiabática. Aunque la temperatura de estancamiento o la temperatura total permanecen constantes, la presión de estancamiento o la presión total decrecen. Esto causa permanentes pérdidas de energía, las cuales son función de las propiedades del gas como se esperaba y del radio del área de contracción de la boquilla E_c . La aceleración de los gases es afectada por la expansión debido a la liberación de calor antes que el cambio de área en la boquilla. La gran importancia del E_c para el diseño de la cámara de

empuje se vuelve aparente ya que con esta diseñamos la relación que existe entre el área de la boquilla y el área de la cámara de combustión, ya que:

$$E_c = \frac{A_c}{A_t} \quad \text{Ec 5-12}$$

La figura 8 muestra las pérdidas de presión total para los valores de relación de calor específico típico (γ) como una función de la relación de área de contracción de la boquilla E_c . Generalmente usada en el diseño de cohetes, estos datos son calculados por el proceso de flujo de Rayleigh.

Figura 8. Pérdidas de presión para dos relaciones de calor específico γ , en función de relaciones de contracción c



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 8.

Asumiendo la velocidad del flujo en la salida del inyector igual a cero ($V_{inj}=0$ y $P_{c_{inj}}=P_{inj}$), el ratio de presión total $P_{c_{inj}}/P_{c_{ns}}$ puede ser expresada en términos del número de Mach M_i en la entrada de la boquilla y con una relación de calor específico " γ ":

$$\frac{P_{c_{inj}}}{P_{c_{ns}}} = \frac{(1 + r M_i^2)}{\left(1 + \frac{r-1}{2} M_i^2\right)^{\frac{r}{r-1}}}$$

Ec 5-13

Por la razón mencionada anteriormente es deseable un número de Mach pequeño en la entrada de la boquilla. Una cámara de empuje con un relación de área de contracción de $A_c/A_i=2$ va a tener un valor $M_i = 0.31$ con un $r = 1.2$. Para la relación de presión estática la expresión es la siguiente:

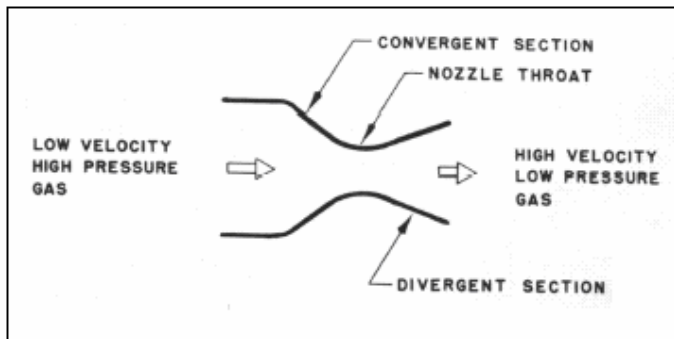
$$\frac{P_{inj}}{P_{pi}} = 1 + r M_i^2$$

Ec 5-14

5.5 FLUJO DE GAS A TRAVES DE LA TOBERA

La función primaria de una boquilla es convertir eficientemente la entalpía de los gases de combustión en energía cinética y crear una velocidad de los gases de escape alta. La tobera es el dispositivo más eficiente para la aceleración de los gases a velocidades supersónicas. Las toberas de los cohetes son convencionalmente del tipo convergente divergente llamadas toberas de tipo “De Laval” como se muestra en la figura 9.

Figura 9. Tobera De Laval



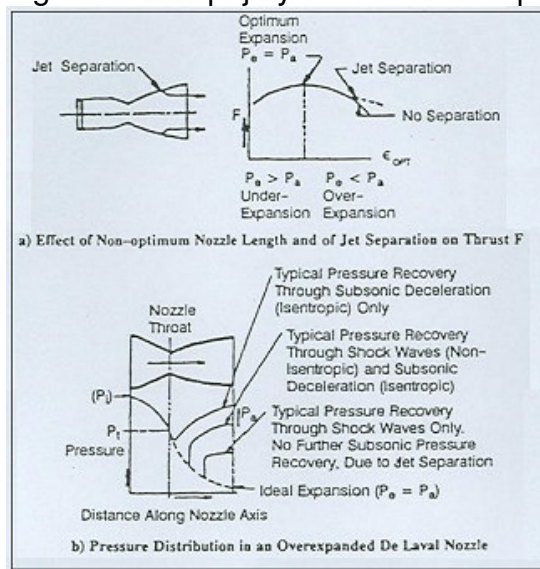
Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 9.

La velocidad del flujo a través de la tobera incrementa de velocidad sónica en la garganta y después se incrementa a una velocidad supersónica en la sección divergente.

En la práctica, para una expansión isentrópica en una dimensión, en los cálculos se asume que el flujo a través de la tobera es una expansión isentrópica y que la temperatura total y la presión total van a ser constantes a través de la tobera.

Es una característica de las toberas convergente divergentes, que la velocidad sónica en la garganta de la tobera se mantiene aún cuando la presión del ambiente en la salida de la tobera es mas grande que la presión requerida en la tobera para una velocidad sónica. Este ajuste toma lugar a través de la desaceleración subsónica (isentrópica) o por las llamadas ondas de choque o la combinación de ambas. La figura 10 presenta las posibles condiciones que ocurren en una sobreexpansion de la tobera.

Figura 10. Empuje y distribución de presión



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 9.

Presiones por debajo de la presión atmosférica presentadas en la salida de la tobera corresponderán a velocidades supersónicas.

Algunas relaciones útiles para el flujo de gases ideales a través de la tobera son las siguientes:

Velocidad de salida:

$$V_e = \sqrt{\frac{2gr}{r-1} R(T_{c_{ns}}) \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_{c_{ns}}} \right)^{\frac{r-1}{r}} \right]}$$
Ec 5-15

Rata de flujo de peso:

$$\dot{W} = \frac{F}{I_{sp}}$$
Ec 5-16

Relación de expansión de la tobera:

$$E = \frac{A_e}{A_t}$$
Ec 5-17

Presión en la garganta:

$$P_t = P_{c_{ns}} \left[\frac{2}{r+1} \right]^{\frac{r}{r-1}}$$
Ec 5-18

Velocidad en la garganta:

$$V_t = \sqrt{\frac{2gr}{r+1} R(T_{c_{ns}})} \quad \text{Ec 5-19}$$

Constante de los gases:

$$R = \frac{1544}{M} \quad \text{Ec 5-20}$$

Donde 1544 es constante universal de los gases y M es el peso molecular del gas.

5.6 PARAMETROS DEL DESEMPEÑO DE UN MOTOR COHETE DE PROPELENTE LÍQUIDO

El desempeño de un motor cohete puede ser expresado por una cantidad llamada impulso específico (I_{sp}). Si el impulso impartido al vehículo y el consumo de peso del propelente son medidos en un intervalo de tiempo, el I_{sp} va a tener las dimensiones de Lbseg/Lb. En la práctica el empuje es usualmente medido en conjunto con el flujo de peso del propelente. Esto da las mismas dimensiones de Lbseg/Lb.

Entonces el impulso específico es expresado como:

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{W}} \quad \text{Ec 5-21}$$

También puede ser expresado en función de la velocidad característica c^* , el coeficiente de empuje C_f y la gravedad g :

$$I_{sp} = \frac{C^* C_f}{g} \quad \text{Ec 5-22}$$

5.6.1 Velocidad característica C^* . En un sistema con velocidad sónica en la garganta, la cantidad C_f refleja el efecto de nivel de energía del propelente, la calidad del diseño del inyector y la cámara de combustión. Esta se define como:

$$C^* = \frac{P c_{ns} A_t g}{\dot{W}} \quad \text{Ec 5-23}$$

Esta formula muestra que c^* en una cámara de combustión dada indica cuantas libras por segundo de propelente deben ser quemadas para mantener la presión de estancamiento en la garganta. Un valor bajo del consumo de propelente \dot{W} bajo ciertas condiciones indica un proceso de combustión de alta energía y eficiencia y nos da un valor alto para c^* .

También puede ser expresada de la siguiente manera:

$$C^* = \frac{\sqrt{g r R T c_{ns}}}{r \sqrt{\left[\frac{2}{r+1} \right]^{\frac{r+1}{r-1}}}} \quad \text{Ec 5-24}$$

5.6.2 Coeficiente de empuje C_f . La cantidad de C_f refleja las propiedades de la expansión de los productos y la calidad de diseño de la garganta de la tobera. La expresión para el coeficiente es la siguiente:

$$C_f = \frac{F}{A_t P c_{ns}} \quad \text{Ec 5-25}$$

Esta forma muestra que C_f mide el aumento de la fuerza por la expansión del gas a través de la garganta.

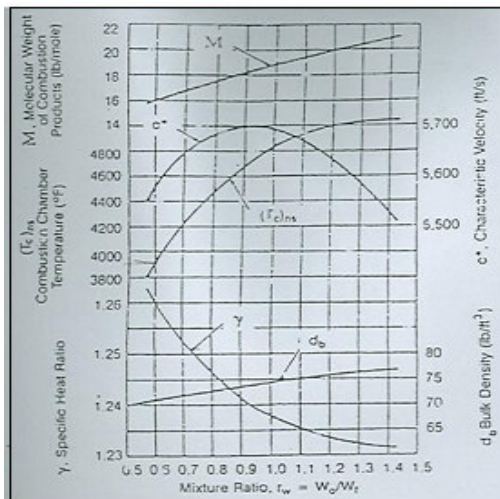
La ecuación del coeficiente de empuje a cualquier altitud es la siguiente:

$$C_f = \sqrt{\frac{2r^2}{r-1} \left[\frac{2}{r+1} \right]^{\frac{r+1}{r-1}} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_{c_{ns}}} \right)^{\frac{r-1}{r}} \right]} + E \left[\frac{P_e - P_a}{P_{c_{ns}}} \right] \quad \text{Ec 5-26}$$

Esta ecuación muestra que C_f es función de la relación de calor específico r , la presión de la cámara P_c , la presión ambiente P_a y la relación de expansión de área de la tobera E .

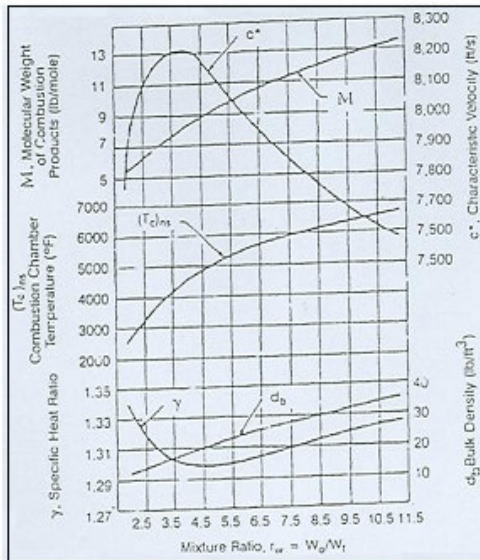
A continuación se muestran las figuras para hallar los valores de la velocidad característica C^* , la relación de calor específico r , la constante universal de los gases R la cual se halla con el peso molecular M , y la temperatura de combustión T_c para distintos propelentes.

Figura 11. Teórico $\text{N}_2\text{O}_3/\text{N}_2\text{H}_4$, $P_{c_{ns}}=100\text{psia}$



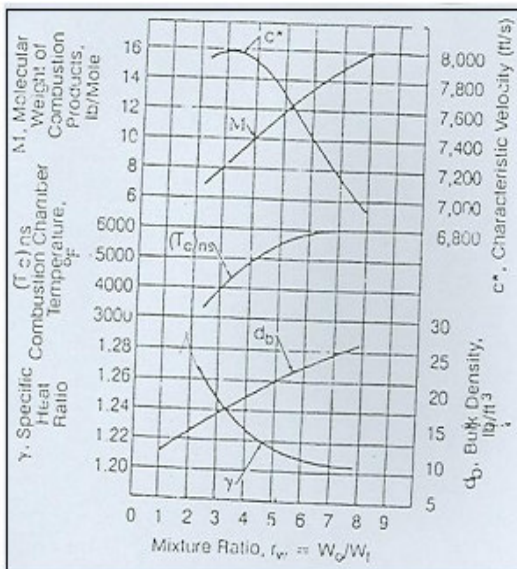
Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 70.

Figura 12. Teórico F_2/H_2 , $P_{cns}=100\text{psia}$



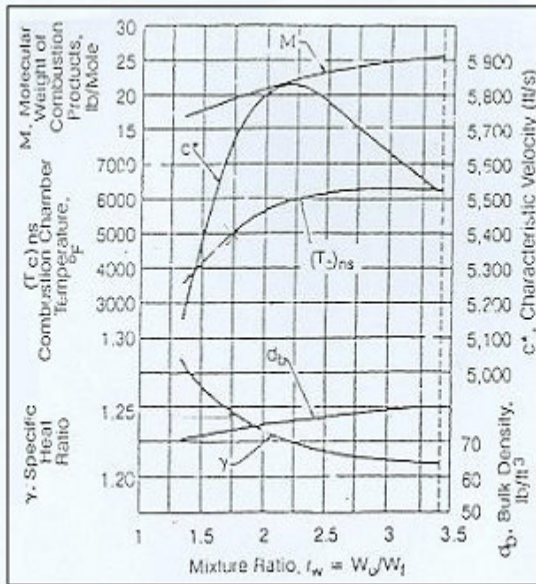
Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 70.

Figura 13. Teórico O_2/H_2 , $P_{cns} = 800\text{psia}$



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 69.

Figura 14. Teórico $O_2/RP-2$, $P_{cns}=1000\text{psia}$

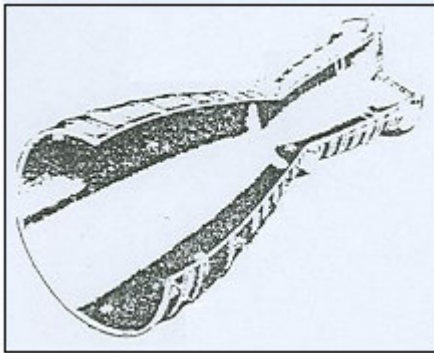


Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 69.

6 CÁMARA DE EMPUJE

La figura 15 ilustran el ensamblaje de la cámara de empuje típica, la empleada para presión de cámara relativamente baja (menos 1000 psia) y propelentes líquidos de oxígeno/RP-1. Esta tiene tres subensambles: el cuerpo que incluye boquilla de expansión, inyector e ignición. En algunos casos, especialmente en maquinas grandes, la boquilla puede ser una pieza separada que se adjunta al cuerpo de la cámara de empuje a cualquier distancia mas allá de la garganta.

Figura 15. Cámara de empuje



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 67.

La cámara debe ser construida en una sola pieza sólida de una material con una alta conductividad térmica para que haya una mayor disipación de calor a través de las paredes de la cámara de combustión y así esta se mantenga refrigerada.

Para la sujeción de inyector se utilizará un plato redondo con agujeros para los pernos de alta fuerza que unirán la cámara de combustión con el inyector.

6.1. ELEMENTOS DE LA CAMARA DE EMPUJE

Se han tratado los procesos termodinámicos que gobiernan la generación de empuje dentro de una cámara. En un cohete de propulsión líquida, los siguientes pasos básicos caracterizan la conversión de la energía de los propelentes en empuje:

- Propelentes líquidos, en una mezcla de combustible con una proporción apropiada de oxígeno/gasolina (O/f), se inyectan en la cámara de combustión y se atomizan en gotas.
- Las gotas se vaporizan por medio de la transferencia de calor del gas circundante. Su tamaño y velocidad cambia continuamente durante su participación en la combustión del flujo de gas.
- Los propelentes vaporizados se mezclan rápidamente, luego se calientan y reaccionan aumentando en forma continua la tasa de flujo de la masa gaseosa dentro de la cámara de combustión. Esta fase de reacción del gas se facilita por la difusión de velocidades altas de las moléculas y de los átomos activos. La combustión estará completa al final de la garganta de la cámara, cuando todas las gotas se hayan vaporizado. Bajo ciertas condiciones se pueden generar ondas de choque y de detonación por los disturbios locales de la cámara, causados posiblemente por las fluctuaciones durante la mezcla o por flujo propulsor. Estas oscilaciones de presión se pueden engatillar y amplificar, o ser mantenidas por procesos de combustión. Tales olas de alta amplitud son llamadas “inestabilidades de combustión” pues producen altos niveles de vibración y flujo de calor el cual puede ser muy destructivo. Nosotros los diseñadores e ingenieros debemos realizar mayores esfuerzos, por lo tanto, para lograr que la combustión sea estable.

- Como los productos gaseosos de los procesos de combustión pasan a través de la garganta, se aceleran hasta una velocidad sónica, y luego en supersónica dentro de la sección divergente, y finalmente son expulsados los gases de la combustión.

7. DISEÑO DE CAMARA DE EMPUJE

Aunque los diseñadores de subsistemas de maquinas de cohete consideran cada uno a su producto como “el corazón de la maquina”, la esencia de la propulsión del cohete es el ensamblaje de la cámara de empuje. Lo que imparte la fuerza impulsora al vehiculo es la aceleración y expulsión de masa o materia. El diseñador logra esto con un dispositivo de máximo desempeño, estabilidad, y durabilidad, haciendo que sean mínimos su peso y su costo.

El diseño de una cámara del empuje representa una de las tareas más complejas en el campo del diseño e ingeniería de cohetes de propulsión líquida, principalmente por los procesos básicos, sobre todo la combustión dentro de la cámara del empuje, procesos que son prácticamente desconocidos, lo cual hace que el análisis sea difícil e impreciso. Así, en los programas de diseño y desarrollo se debe hacer un mayor esfuerzo al diseñar la cámara de empuje.

Un parámetro que describe el volumen de la cámara requerida para que haya una combustión completa es la longitud característica L^* , el cual es dado en la siguiente ecuación:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t} \quad \text{Ec 7-1}$$

$$V_c = L^* A_t \quad \text{Ec 7-2}$$

Donde V_c es el volumen de la cámara incluyendo la sección convergente de la tobera y A_t es el área de la garganta de la tobera. Una longitud característica apropiada para motor cohetes esta entre 40 -120 pulgadas. L^* es en realidad un sustituto para determinar el tiempo de resistencia dentro de la cámara de los propelentes. La tabla 1 muestra las longitudes características mas comunes para diferentes combinaciones de propelentes, la longitud característica utilizada para

la cámara de empuje del laboratorio es de 40 pulgadas para oxígeno líquido y RP-1 que va a ser el propelente utilizado en el laboratorio.

Tabla 1. Longitud característica para diferentes propelentes

Propellant Combination	Combustion Chamber Characteristic Length (L^*), in.
Chlorine trifluoride/hydrazine-base fuel	20-35
Liquid fluorine/hydrazine	24-28
Liquid fluorine/liquid hydrogen (GH_2 injection)	22-26
Liquid fluorine/liquid hydrogen (LH_2 injection)	25-30
Hydrogen peroxide/RP-1 (including catalyst bed)	60-70
Nitric acid/hydrazine-base fuel	30-35
Nitrogen tetroxide/hydrazine-base fuel	30-35
Liquid oxygen/ammonia	30-40
Liquid oxygen/liquid hydrogen (GH_2 injection)	22-28
Liquid oxygen/liquid hydrogen (LH_2 injection)	30-40
Liquid oxygen/RP-1	40-50

Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 72.

Para reducir las pérdidas debido a la velocidad de los gases dentro de la cámara, el área transversal de esta tiene que ser al menos tres veces el área transversal de la garganta de la tobera.

El área transversal de la cámara está dado por la ecuación

$$A_c = \frac{\pi D_c^2}{4} \quad \text{Ec 7-3}$$

Donde D_c es el diámetro de la cámara de combustión y está dado por la ecuación:

$$D_c = \sqrt{E_c} D_t \quad \text{Ec 7-4}$$

Donde E_c es la relación de contracción (A_c/A_t) y D_t es el diámetro de la garganta tobera.

El diámetro de la garganta de la tobera es:

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}} \quad \text{Ec 7-5}$$

Donde A_t es el área de la garganta de la tobera:

$$A_t = \frac{F}{C_f P_c} \quad \text{Ec 7-6}$$

Donde la fuerza de empuje es F , la presión en la cámara de combustión es P_c y C_f es el coeficiente de empuje.

El diámetro de salida de la tobera D_e es:

$$D_e = \sqrt{E} D_t \quad \text{Ec 7-7}$$

El diámetro de la salida de la tobera esta en función de la relación de expansión (A_e/A_t) y el diámetro del a tobera.

El área a la salida de la tobera es:

$$A_e = E A_t \quad \text{Ec 7-8}$$

El número de Mach a la salida de la tobera es:

$$M_e = \frac{V_e}{\sqrt{g r R T_e}} \quad \text{Ec 7-9}$$

La longitud de la parte convergente de la cámara de empuje es:

$$L_{cn} = \frac{R_t(\sqrt{E_c} - 1) + 1.5R_t(\sec\beta - 1)}{\tan\beta} \quad \text{Ec 7-10}$$

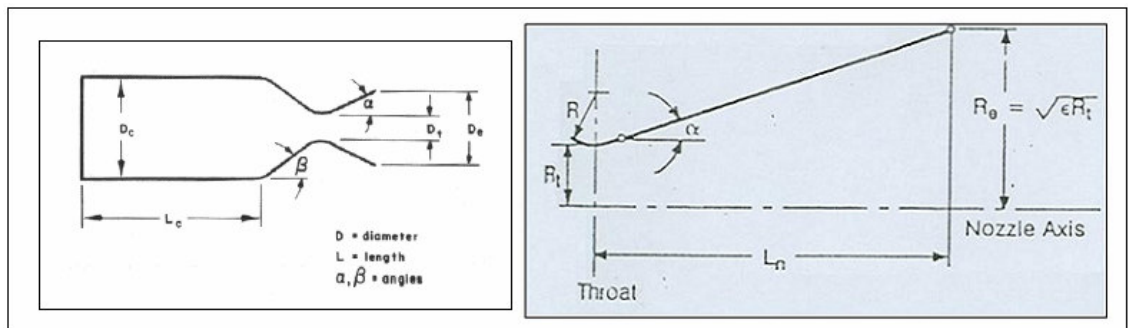
Esta longitud esta en función del radio de la tobera R_t , y el ángulo β es el ángulo que se le debe dar a la sección convergente de la tobera, el cual debe estar entre 20 - 45 grados.

La longitud de la parte divergente de la cámara de empuje de tobera cónica es:

$$L_n = \frac{R_t(\sqrt{E} - 1) + 0.382R_t(\sec\alpha - 1)}{\tan\alpha} \quad \text{Ec 7-11}$$

Esta longitud al igual que la longitud de la parte convergente de la cámara de empuje se encuentra en función de el radio de la tobera R_t y α es el ángulo que debe tener la sección divergente el cual es igual a 15 grados para evitar perdidas significativas de flujo interno. La figura 16 muestra la configuración del motor cohete.

Figura 16. Configuración del motor

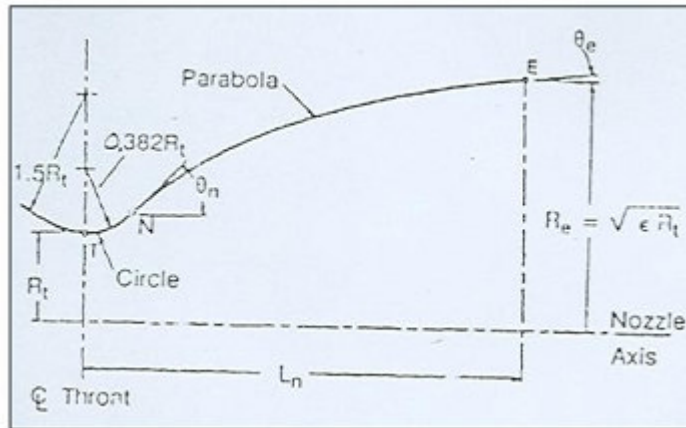


Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 75.

Para una tobera tipo campana la longitud de esta debe ser el 80% de la longitud de la parte divergente de la tobera cónica L_n , ya que este diseño de tobera es más

eficiente que una tobera cónica convencional, por consiguiente su longitud es mas corta. La figura 17 muestra el contorno que se presenta en el diseño de una tobera tipo campana.

Figura 17. Contorno de tobera tipo campana



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 76.

$$L_{bell} = 0.8L_n \quad \text{Ec 7-12}$$

El diseño para una tobera específica requiere los siguientes datos: diámetro de la garganta D_t , longitud de la parte divergente L_n , relación de expansión E , ángulo inicial de contorno de la parábola que forma la pared θ_n y ángulo final de contorno de pared θ_e . Los ángulos de contorno θ_n y θ_e se muestran en la figura 18 como función del radio de expansión E . Las longitudes N_t , N_a , E_t y E_a se describen en las ecuaciones 7-13 a 7-16 y se muestran en la figura 19.

$$N_t = 0.382R_t \sin \theta_n \quad \text{Ec 7-13}$$

$$N_a = R_t + 0.382R_t (1 - \cos \theta_n) \quad \text{Ec 7-14}$$

La longitud de la cámara de combustión es:

$$L_c = \frac{V}{E_c A_c} \quad \text{Ec 7-17}$$

V es el volumen de la parte cilíndrica de la cámara y se determina mediante la siguiente ecuación:

$$V = V_c - V_{cn} \quad \text{Ec 7-18}$$

V_{cn} es el volumen de la parte convergente de la tobera es:

$$V_{cn} = \frac{\pi}{3} L_{cn} [R_c^2 + R_t^2 + R_c R_t] \quad \text{Ec 7-19}$$

El volumen de la parte divergente de la tobera es:

$$V_{dn} = \frac{\pi}{3} L_{dn} [R_e^2 + R_t^2 + R_e R_t] \quad \text{Ec 7-20}$$

7.1 DISEÑO DE LA CAMARA DE EMPUJE DEL LABORATORIO

Para el diseño de las cámaras de empujes implementamos un software en Excel con todos los parámetros necesarios para el dimensionamiento de la cámara de combustión y la tobera. Este software tiene la capacidad de ser modificado para cualquier diseño de tobera que se requiera, además arroja los datos para el diseño de toberas cónicas y tipo campana. También arroja datos de presión, temperatura, velocidad efectiva y de flujo, eficiencia de empuje, numero de Mach, impulso específico que son requeridos para el diseño.

Este software esta enlazado con el programa de diseño asistido por computador "Solid Edge" para presentar el diseño de la cámara de empuje en tres

dimensiones, y cualquier modificación realizada en el software cambiará las dimensiones de la cámara de combustión en Solid Edge, para así facilitarle al diseñador poder observar los cambios o modificaciones que se realizan en Excel, sin la necesidad de que tenga que dibujar nuevamente la cámara de empuje. A continuación se muestra la presentación que aparece en pantalla para el suministro procesamiento y entrega final de datos mediante el software de Excel para el diseño de cámaras de empuje:

Tabla 2. Presentación para el diseño de cámaras de empuje

DISEÑO CAMARA DE EMPUJE (TOBERA CONICA Y CAMPANA)			
DATOS DE ENTRADA			
Empuje F (lbf)	8,5	Numero de Match entrada Tobera Mi (0.15-0.45)	0,4
Presion Atmosferica Pa (Psia)	14,7	Longitud Caracteristica L* (in) (15-120in)	40
Presion de la camara Pc (Psia)	150	Angulo seccion convergente β (20-45°)	20
Temperatura de la camara Tc (°R)	4360	Angulo seccion divergente α (12-20°)	15
Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)	16		
Relacion de calor especifico γ	1,2	Angulo Contorno parabolico Θ_n	22
Relacion O/F	0,4	Angulo Contorno parabolico Θ_e	13
Relacion de expansion de area E	3,5	Relacion de contraccion de area Ec	4
RESULTADOS			
Empuje en vacio Fvac (Lb)	11	Area Camara Ac (in ²)	0,17
Velocidad Efectiva al nivel del mar C (in/s)	11880	Area Garganta Tobera At (in ²)	0,04
Velocidad Efectiva en vacio Cvac (in/s)	34657	Area salida Tobera Ae (in ²)	0,15
Presion Inyector Pc inj (Psia)	163	Diametro Camara Dc (in)	0,47
Presion entrada Tobera Pi (Psia)	126	Diametro garganta Tobera Dt (in)	0,2
Presion garganta Tobera Pt (Psia)	85	Diametro salida Tobera De (in)	0,4
Presion salida Tobera Pe (Psia)	1,48		
Temperatura entrada Tobera Ti (°R)	4291	Radio Camara Rc (in ²)	0,2
Temperatura garganta Tobera Tt (°R)	3964	Radio garganta Tobera Rt (in ²)	0,1
Temperatura salida Tobera Te (°R)	2019	Radio salida Tobera Re (in ²)	0,2
Constante de Gas R	97		
Velocidad del Flujo entrada Tobera Vi (in/s)	5543	Longitud Camara cilindrica Lc (in)	2
Velocidad del Flujo garganta Tobera Vt (in/s)	13317	Longitud seccion convergente Lcn (in)	0,4
Velocidad del Flujo salida Tobera Ve (in/s)	32367	Longitud seccion divergente tipo Conica Ln (in)	0,4
Numero de Match garganta Tobera Mt	1	Longitud seccion divergente tipo Campana Lbell (in)	0,3
Numero de Match salida Tobera Me	3,4	Espesor Tw (in)	0,004
		Volumen Camara Vc (in ³)	1,7
		Volumen seccion convergente Vcn (in ³)	0,04
		Volumen seccion divergente Vdn (in ³)	0
		Volumen Camara cilindrica Vcc (in ³)	1,7
Velocidad Caracteristica C* (ft/s)	5534		
Coefficiente de Empuje Cf	1,30	Nt (in)	0,017
Eficiencia de Empuje λ	0,98	Na (in)	0,121
Impulso Especifico Is (s)	224	Et (in)	0,4
Flujo de Combustible Wf (Lb/s)	0,02	Ea (in)	0,2
Flujo de Oxigeno Wo (Lb/s)	0,02		
Flujo Total Wt (lb/s)	0,04		

El motor cohete para el laboratorio del “CITA” se diseño para los siguientes parámetros:

Tabla 3. Datos de entrada cohete laboratorio

Empuje F (lbf)	8,5	Longitud Característica L* (in) (15-120in)	40
Presion de la camara Pc (Psia)	150	Angulo seccion convergente β (20-45°)	20
Temperatura de la camara Tc (°R)	4360	Angulo seccion divergente α (12-20°)	15
Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)	16		
Relacion de calor específico γ	1,2	Angulo Contorno parabolico θ_n	22
Relacion O/F	0,4	Angulo Contorno parabolico θ_e	13
Relacion de expansión de area E	3,5	Relacion de contraccion de area Ec	4

Estos datos arrojaron las siguientes dimensiones del motor cohete:

Tabla 4. Datos de salida cohete laboratorio

Area Camara Ac (in ²)	0,17	Diametro Camara Dc (in)	0,47
Area Garganta Tobera At (in ²)	0,04	Diametro garganta Tobera Dt (in)	0,2
Area salida Tobera Ae (in ²)	0,15	Diametro salida Tobera De (in)	0,4
Radio Camara Rc (in ²)	0,2	Longitud Camara cilindrica Lc (in)	2
Radio garganta Tobera Rt (in ²)	0,1	Longitud seccion convergente Lcn (in)	0,4
Radio salida Tobera Re (in ²)	0,2	Longitud seccion divergente tipo Conica Ln (in)	0,4
Espesor Tw (in)	0,004	Longitud seccion divergente tipo Campana Lbell (in)	0,3

Teniendo las dimensiones del motor cohete hacemos el diseño en Solid Edge:

Figura 20. Isométrico de la cámara de empuje para el laboratorio del “CITA”

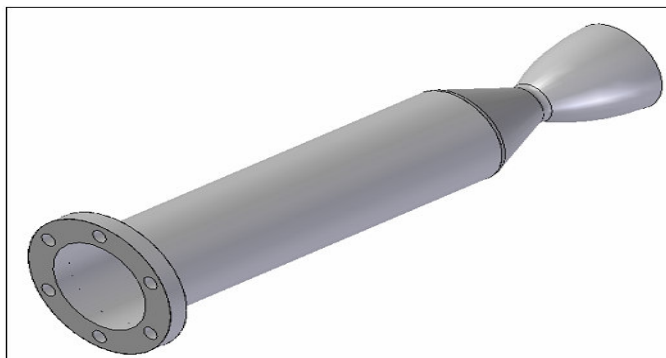
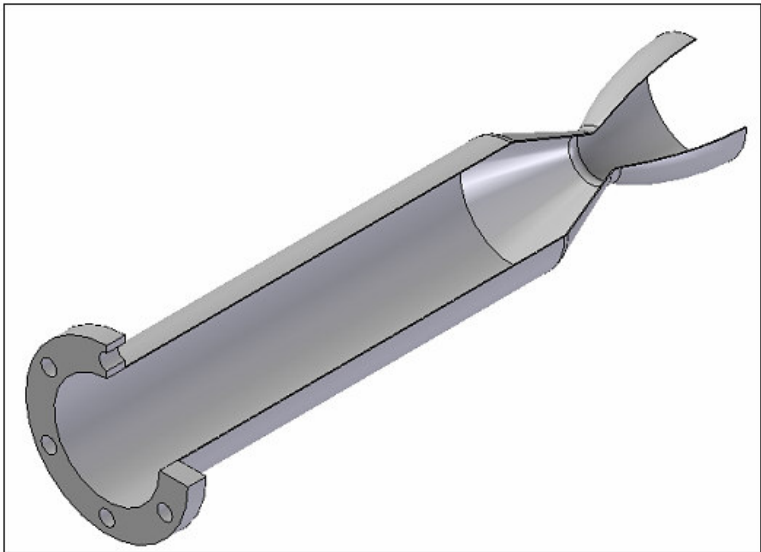
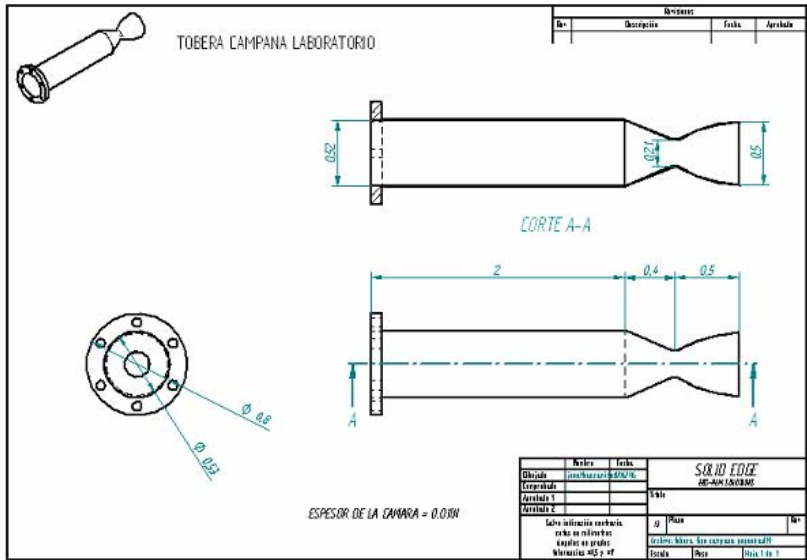


Figura 21. Isométrico con corte a 90 grados de la cámara de empuje



7.1.1 Planos de la cámara de empuje del laboratorio

Figura 22. Plano cámara de combustión del laboratorio



7.2 DISEÑO DE LA CAMARA DE EMPUJE DEL PRIMER COHETE COLOMBIANO DE PROPELENTE LÍQUIDO

El motor cohete para el primer cohete colombiano de propelente líquido se diseñó para los parámetros requeridos por el CITA que se presentan a continuación:

Tabla 5. Datos de entrada cohete colombiano

Empuje F (lbf)	1000	Longitud Característica L* (in) (15-120in)	45
Presion de la camara Pc (Psia)	350	Angulo seccion convergente β (20-45°)	20
Temperatura de la camara Tc (°R)	5640	Angulo seccion divergente α (12-20°)	15
Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)	20		
Relacion de calor específico γ	1,2	Angulo Contorno parabolico θ_n	22
Relacion O/F	1,7	Angulo Contorno parabolico θ_e	13
Relacion de expansión de area E	4	Relacion de contraccion de area Ec	3,5

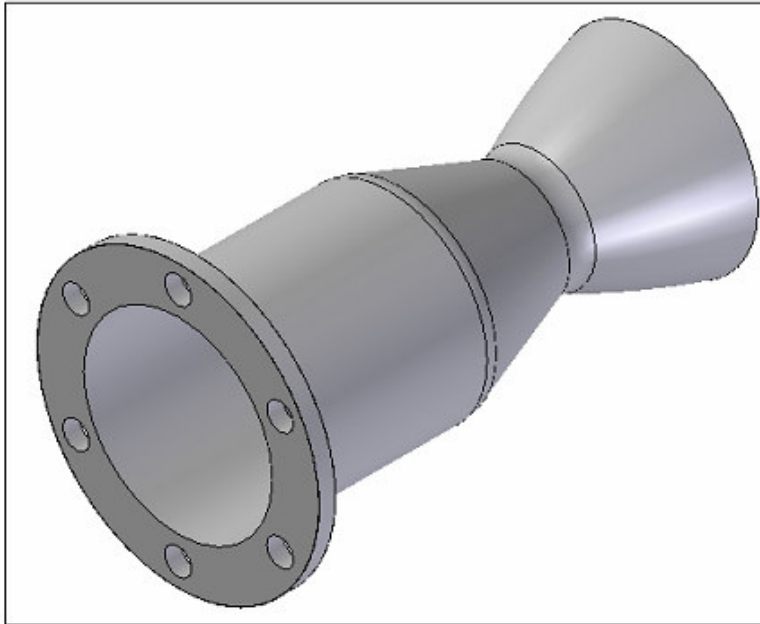
Estos datos arrojaron las dimensiones del motor cohete:

Tabla 6. Datos de salida cohete colombiano

Area Camara Ac (in ²)	7	Diametro Camara Dc (in)	3
Area Garganta Tobera At (in ²)	2	Diametro garganta Tobera Dt (in)	2
Area salida Tobera Ae (in ²)	8	Diameter salida Tobera De (in)	3,1
Radio Camara Rc (in ²)	1,5	Longitud Camara cilindrica Lc (in)	3
Radio garganta Tobera Rt (in ²)	0,8	Longitud seccion convergente Lcn (in)	2
Radio salida Tobera Re (in ²)	1,6	Longitud seccion divergente tipo Conica Ln (in)	3
Espesor Tw (in)	0,06	Longitud seccion divergente tipo Campana Lbell (in)	2

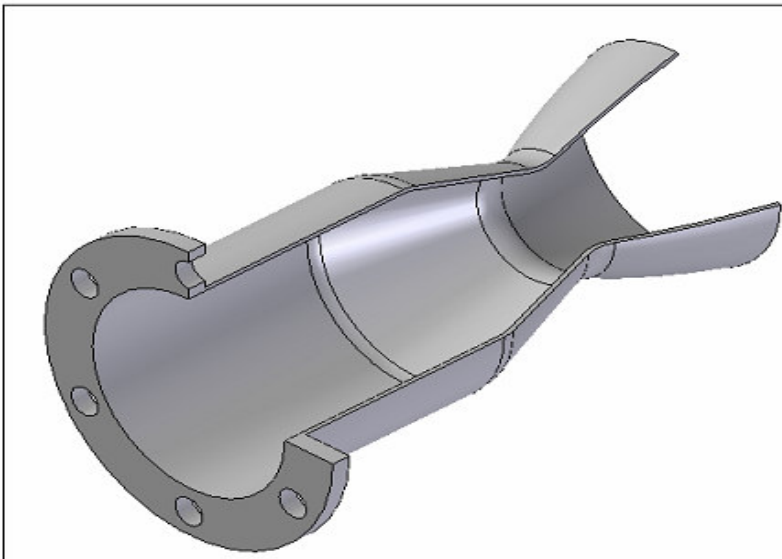
Teniendo las dimensiones del motor cohete hacemos el diseño en Solid Edge:

Figura 23. Isométrico de la cámara de combustión del cohete colombiano



7.2.1 Planos de la cámara de empuje del primer cohete colombiano

Figura 24. Isométrico con corte a 90 grados de la cámara de combustión del cohete colombiano



TOBERA TIPO CAMPANA

DETALLE B

CORTE A-A

Table:

Sección		Fecha	Aprobado
No.	Descripción		
01	Proyecto		
02	Revisión		
03	Revisión		
04	Revisión		
05	Revisión		
06	Revisión		
07	Revisión		
08	Revisión		
09	Revisión		
10	Revisión		
11	Revisión		
12	Revisión		
13	Revisión		
14	Revisión		
15	Revisión		
16	Revisión		
17	Revisión		
18	Revisión		
19	Revisión		
20	Revisión		
21	Revisión		
22	Revisión		
23	Revisión		
24	Revisión		
25	Revisión		
26	Revisión		
27	Revisión		
28	Revisión		
29	Revisión		
30	Revisión		
31	Revisión		
32	Revisión		
33	Revisión		
34	Revisión		
35	Revisión		
36	Revisión		
37	Revisión		
38	Revisión		
39	Revisión		
40	Revisión		
41	Revisión		
42	Revisión		
43	Revisión		
44	Revisión		
45	Revisión		
46	Revisión		
47	Revisión		
48	Revisión		
49	Revisión		
50	Revisión		
51	Revisión		
52	Revisión		
53	Revisión		
54	Revisión		
55	Revisión		
56	Revisión		
57	Revisión		
58	Revisión		
59	Revisión		
60	Revisión		
61	Revisión		
62	Revisión		
63	Revisión		
64	Revisión		
65	Revisión		
66	Revisión		
67	Revisión		
68	Revisión		
69	Revisión		
70	Revisión		
71	Revisión		
72	Revisión		
73	Revisión		
74	Revisión		
75	Revisión		
76	Revisión		
77	Revisión		
78	Revisión		
79	Revisión		
80	Revisión		
81	Revisión		
82	Revisión		
83	Revisión		
84	Revisión		
85	Revisión		
86	Revisión		
87	Revisión		
88	Revisión		
89	Revisión		
90	Revisión		
91	Revisión		
92	Revisión		
93	Revisión		
94	Revisión		
95	Revisión		
96	Revisión		
97	Revisión		
98	Revisión		
99	Revisión		
100	Revisión		

8. INYECTOR

La función del inyector es introducir los propelentes en la cámara de combustión de una manera tal que la combustión sea eficiente. Hay varios tipos de inyectores que el diseñador puede considerar para motores pequeños y medianos, uno de estos es el inyector de flujo en el cual el oxidante y el combustible son inyectados por agujeros separados, donde los flujos se cruzarán mas adelante. El flujo de combustible y el de oxígeno líquido deben ser pulverizados en pequeñas gotas para que haya una buena mezcla y una buena eficiencia en la combustión.

La velocidad del inyector a la salida debe ser igual a cero para que haya una mayor presión en el flujo de propelente. El salto de presión en el inyector debe ser lo suficientemente alto para eliminar la inestabilidad de combustión dentro de la cámara pero no debe ser tan alta para evitar sobrepresiones dentro del motor.

El inyector esta compuesto principalmente de una entrada de combustible, una entrada de oxígeno y un conector de alta energía que son los componentes necesarios para la ignición del propelente. Además presenta otros elementos que son necesarios para el ensamble total del sistema como la carcasa, y elementos de sujeción como contratuercas, tuerca de ajuste y bujes. En la figura 26 se muestra el diseño del inyector para el cohete del laboratorio.

Figura 26. Diseño del inyector

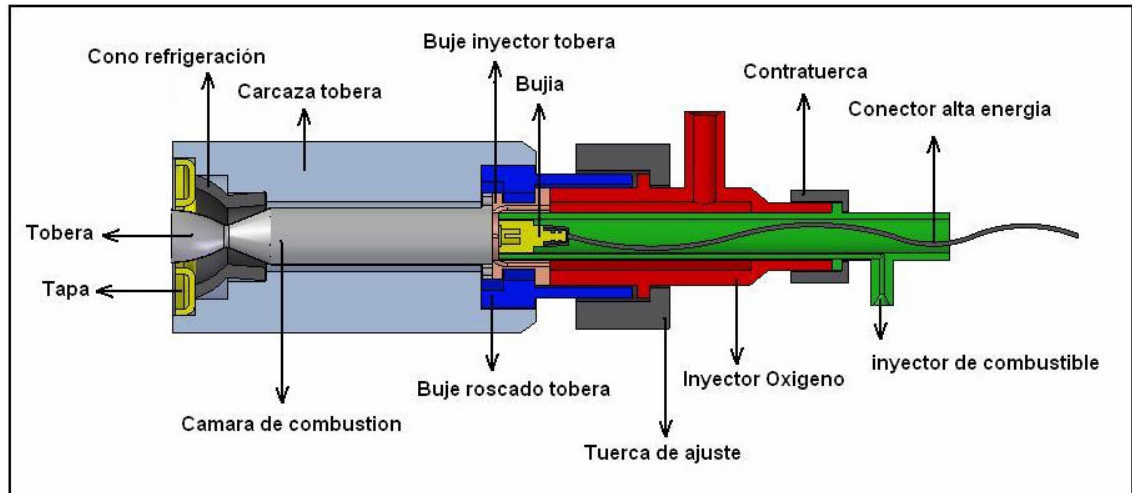


Figura 27. Isométrico del inyector

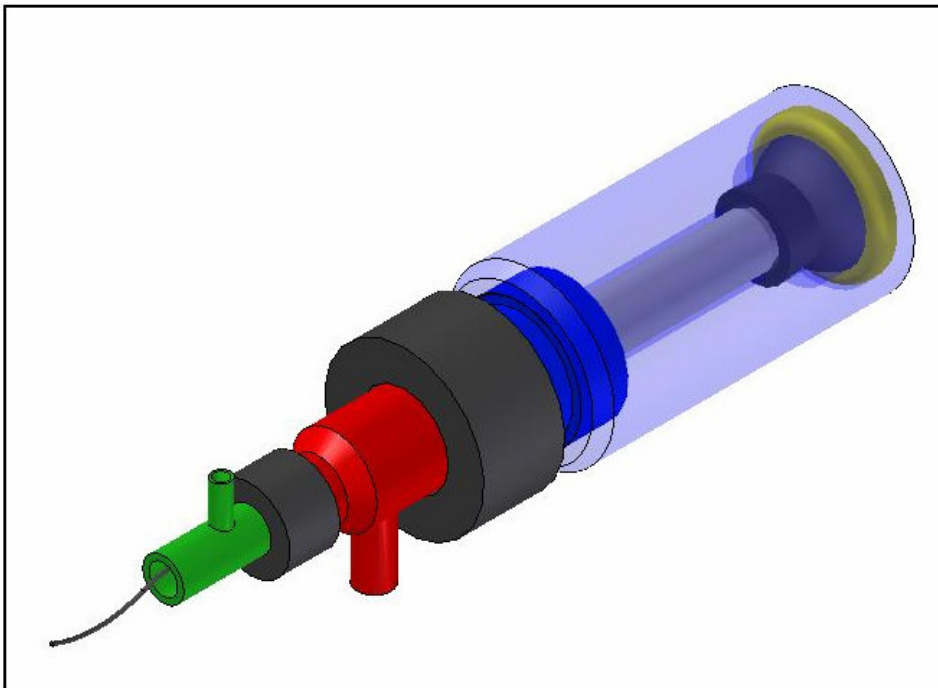
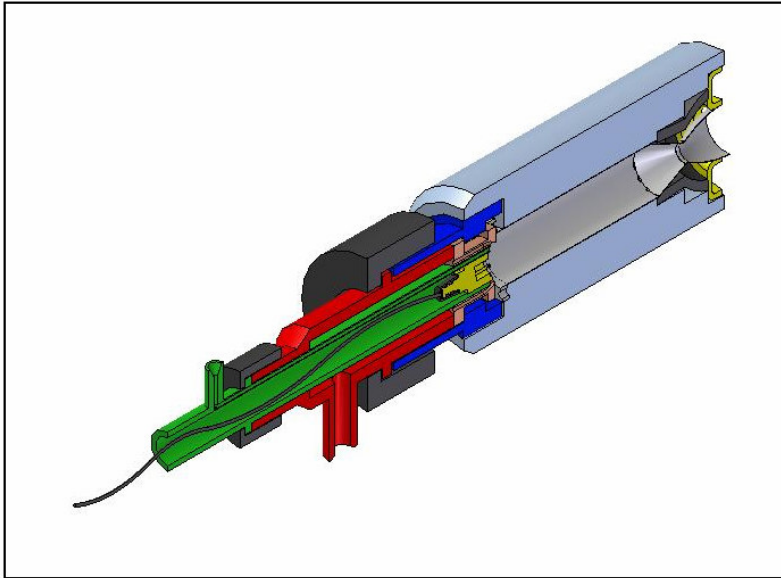


Figura 28. Isométrico del inyector con corte longitudinal a 180 grados



El despiece del inyector se muestra en la figura 29.

Figura 29. Despiece del inyector

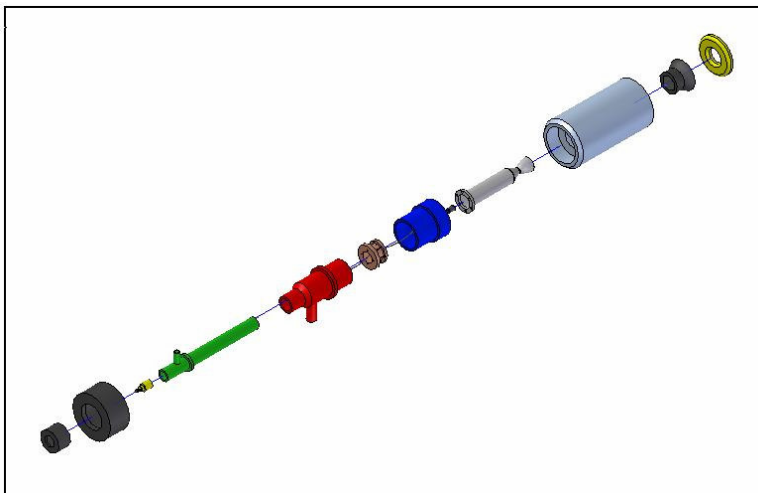


Figura 32. Carcaza tobera

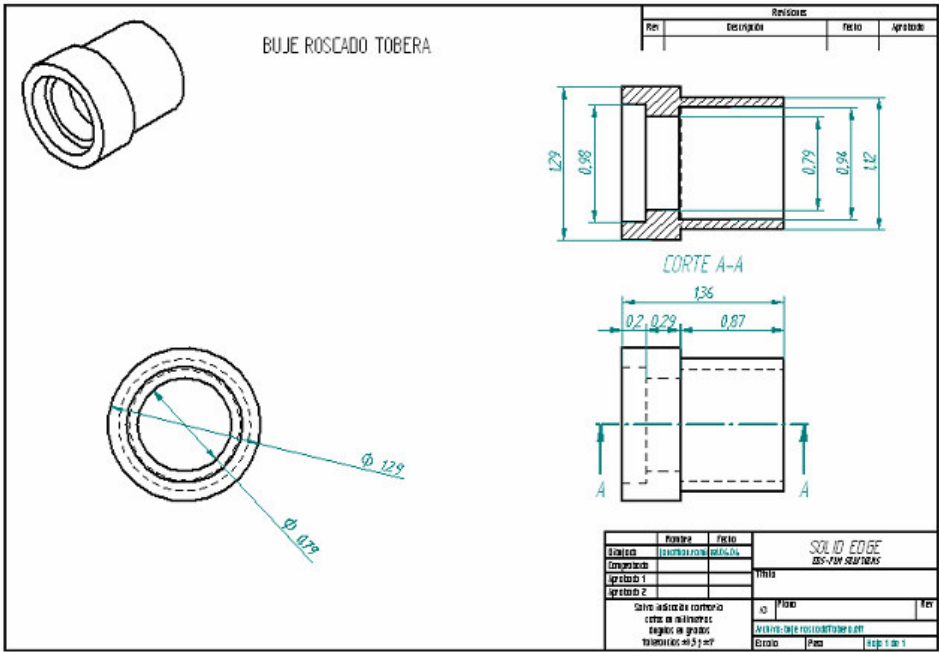


Figura 33. Cono de refrigeración

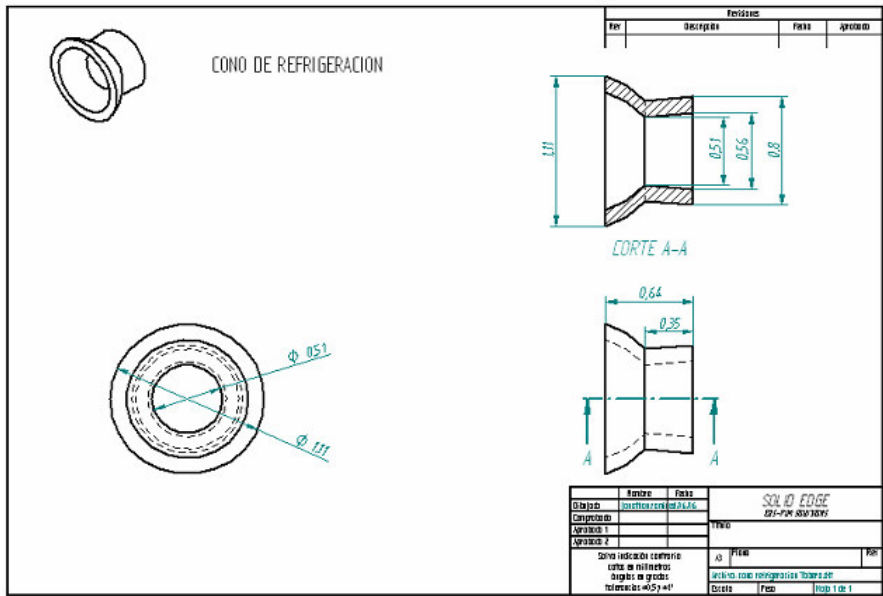


Figura 34. Contratuerca tobera

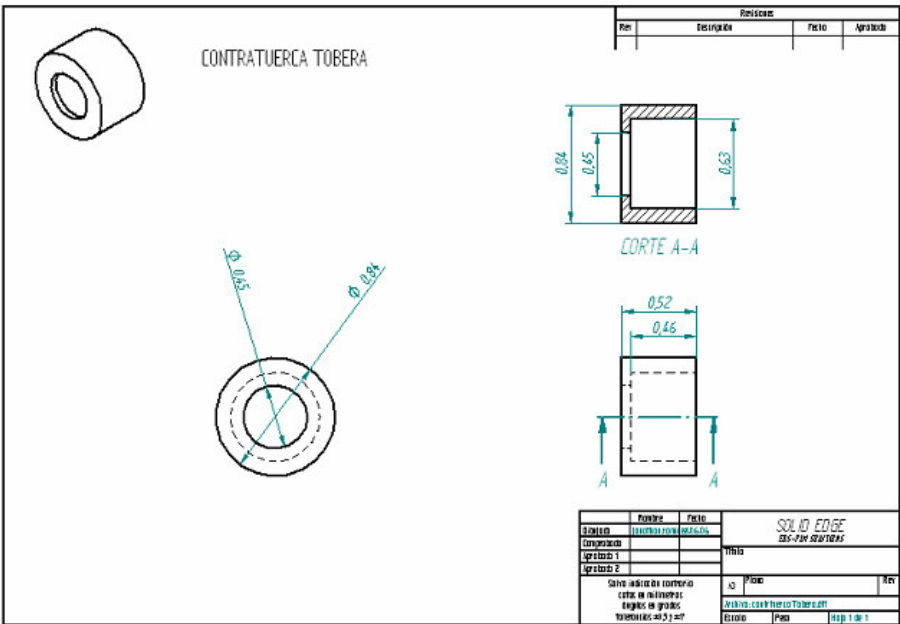
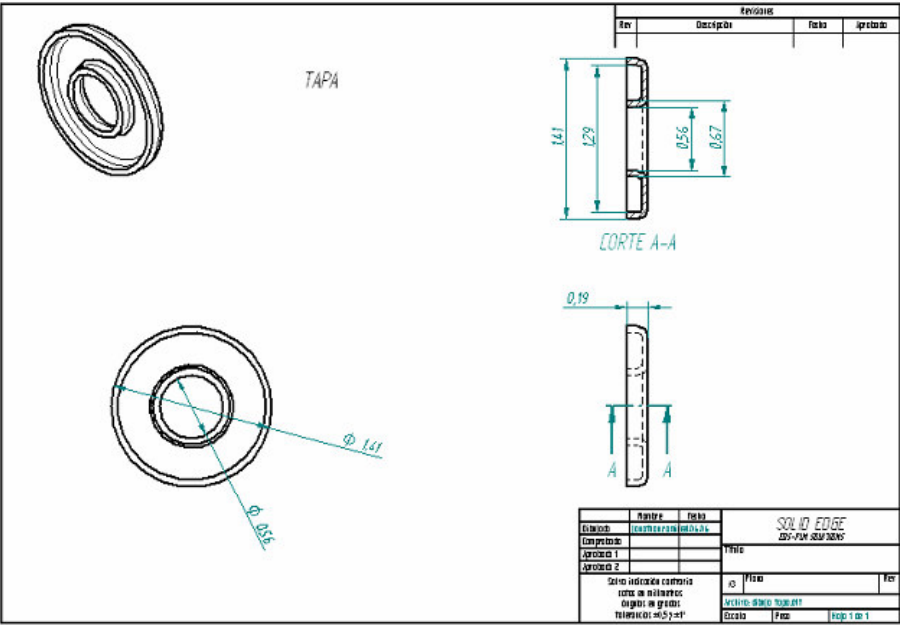


Figura 35. Tapa



Technical drawing of an oxygen injector (inyector de oxígeno). The drawing includes an isometric view, a front view, and a side view (Corte A-A). Dimensions are provided in millimeters.

Isometric View: Shows the overall shape of the injector with a main body and a side port.

Front View: Shows the injector with dimensions: total length 110, main body length 62, side port diameter $\phi 0.2$, and side port length 65. The side port has a diameter of $\phi 0.63$ at its base.

Side View (Corte A-A): Shows the injector with dimensions: total length 255, main body length 502.4, side port diameter $\phi 0.2$, and side port length 65. The side port has a diameter of $\phi 0.63$ at its base.

Top View: Shows the injector with dimensions: main body diameter $\phi 11.8$, side port diameter $\phi 0.63$, and side port length 18.

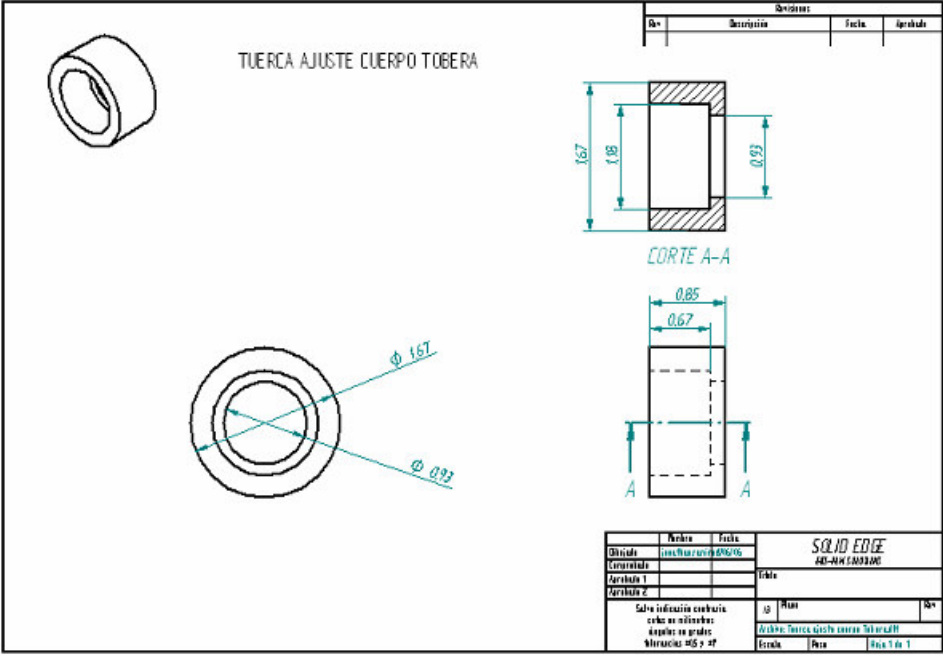
TUBO INYECTOR DE COMBUSTIBLE

DETALLE B

DETALLE C

CORTE A-A

Figura 38. Tuerca ajuste cuerpo tobera



9. SISTEMA DE REFRIGERACION

Nuestro sistema de refrigeración tiene como condición básica la construcción del motor cohete para el laboratorio del “CITA” en cobre, el cual es un material con una alta conductividad térmica para disipar la gran cantidad de calor generada durante la combustión. Esta estructura tiene que ser construida en una sola pieza, esto quiere decir que la cámara de combustión y la tobera deber ser una sola pieza.

Para el primer cohete de propelente líquido colombiano se utilizara un material ablativo el cual recubrirá la parte interna del motor para proteger el motor cohete debido a la alta erosión que produce la alta velocidad del gas caliente y por ser este un material aislante usado por la NASA para proteger los motores de sus cohetes. Este material puede ser retirado después del lanzamiento ya que este es el material que se encuentra sometido a las altas temperaturas que se produce durante la combustión y se reemplaza por uno nuevo, pero la estructura sigue estando intacta.

9.1 MATERIAL DE CONSTRUCCION PARA EL MOTOR COHETE DEL LABORATORIO

Se conoce el Cobre desde las civilizaciones antiguas.

El Cobre es un metal de color rojizo maleable y dúctil. Posee excelentes conductividades térmica y eléctrica y una buena resistencia a la corrosión. Se encuentra en los minerales de sulfuro y como carbonato, arseniuro y cloruro (abundancia en la corteza terrestre: 50 ppm). La extracción del metal implica la tostación del mineral para producir el óxido, seguido por reducción y purificación por electrólisis. El elemento es inerte a los ácidos no-oxidantes pero reacciona con los agentes oxidantes. Se desgasta al aire y forma la pátina verde característica

del carbonato. El Cobre se combina con el Oxígeno para formar CuO calentado al rojo, y Cu₂O a temperaturas elevadas.

La conductividad eléctrica del Cobre llega segunda detrás de la de la Plata y por lo tanto su aplicación principal es la industria eléctrica. El Cobre también es la base de muchas aleaciones importantes (p.ej. latón, bronce y bronce al aluminio) y junto con la Plata y el Oro, ha sido muy usado para la acuñación de las monedas. Sin embargo al ser el más común, es el menos valorado. Es uno de los primeros metales trabajado por el hombre.

Tabla 7. Propiedades físicas del cobre

Densidad @20C (g cm ⁻³)	8,96
Punto de Ebullición (C)	2567
Punto de Fusión (C)	1083

Fuente: Propiedades del cobre. [en línea]. Carolina del Norte: Goodfellow Cambridge, 1995. [consultado 08 de Marzo 2006]. Disponible en Internet: <http://www.goodfellow.com>

Tabla 8. Propiedades mecánicas del cobre

Estado del Material	Blando	Duro	Policristalino
Dureza – Vickers	49	87	
Dureza Izod (J m ⁻¹)	58	68	
Límite Elástico (MPa)	54	270	
Módulo Volumétrico (Gpa)			137,8
Módulo de Tracción (Gpa)			129,8
Relación de Poisson			0,343
Resistencia a la Tracción (Mpa)	224	314	

Fuente: Propiedades del cobre. [en línea]. Carolina del Norte: Goodfellow Cambridge, 1995. [consultado 08 de Marzo 2006]. Disponible en Internet: <http://www.goodfellow.com>

Tabla 9. Propiedades térmicas del cobre

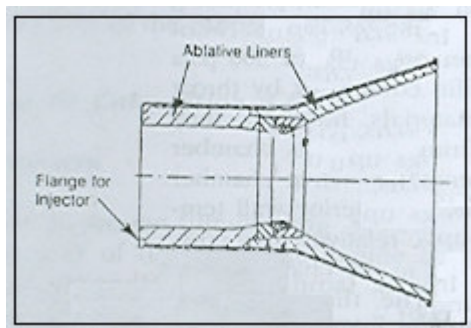
Calor Específico a 25C ($\text{J K}^{-1} \text{kg}^{-1}$)	385
Calor Latente de Evaporación (J g^{-1})	4796
Calor Latente de Fusión (J g^{-1})	205
Coeficiente de Expansión Térmica @0-100C ($\times 10^{-6} \text{K}^{-1}$)	17,0
Conductividad Térmica a 0-100C ($\text{W m}^{-1} \text{K}^{-1}$)	401

Fuente: Propiedades del cobre. [en línea]. Carolina del Norte: Goodfellow Cambridge, 1995. [consultado 08 de Marzo 2006]. Disponible en Internet: <http://www.goodfellow.com>

9.2 MATERIAL ABLATIVO PARA EL PRIMER COHETE COLOMBIANO

Este es el material que se va a utilizar para recubrir internamente el motor cohete para absorber el calor generado en la cámara de combustión. En la figura 9-1 se ilustra el recubrimiento de la cámara de empuje con el material ablativo.

Figura 39. Recubrimiento de la cámara con material ablativo



Fuente: HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. p. 101.

La ablación dice relación con el proceso de pérdida premeditada de material superficial para limitar la absorción de calor. En la naturaleza este fenómeno se da mucho antes de que el hombre produjera sus propios materiales ablativos en los meteoros.

Estos materiales se usan para proteger estructuras de los efectos de temperaturas elevadas que podrían llegar a fundir metales o incluso materiales cerámicos. Dadas estas características, los principales usos de estos materiales son:

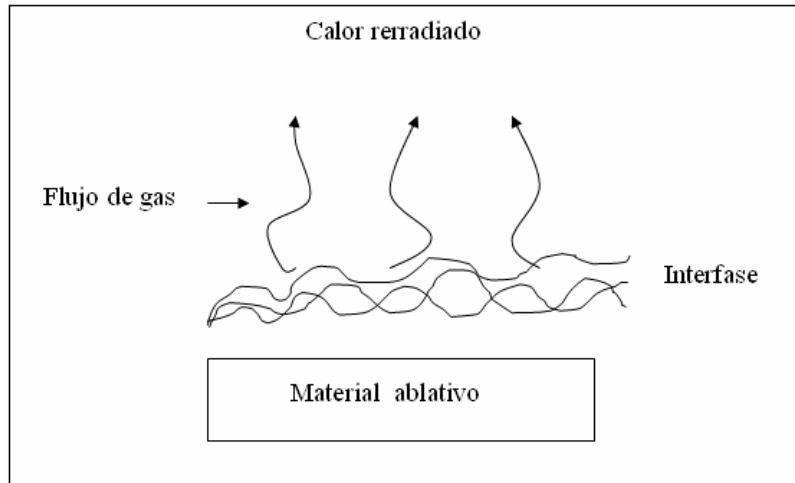
- Aislamiento interno de vehículos espaciales
- Protección térmica para el reingreso a la atmósfera de cápsulas espaciales
- Protección térmica de cabezas nucleares
- Paredes contra incendio en aeronaves

El medio ambiente influye mucho en estas aplicaciones, lo que ha conducido al desarrollo de muchos tipos de materiales ablativos. Como dato anecdótico podemos decir que el primer proyectil espacial ruso usó madera como aislamiento ablativo en el cono.

9.2.1 Mecanismo de la ablación. Cuando un material se somete a un proceso de ablación suceden varias cosas:

- El material se descompone, consumiendo calor durante el proceso
- Se presenta un bloqueo que evita que una buena parte del calor penetre a la superficie (por ejemplo, la formación de productos gaseosos aumentan el espesor de la interfase, reduciendo la transferencia de calor)
- La superficie puede alcanzar una temperatura suficientemente alta como para re irradiar el calor hacia el medio circundante

Figura 40. Material ablativo



Fuente: Materiales de ablación [en línea]. Pensilvania: Jimmy Wales and Larry Songer, 2001. [consultado 06 de Marzo, 2006]. Disponible por Internet: <http://www.wikipedia.com>

Para que el material de ablación sea efectivo, debe reunir la siguiente característica:

- Producir grandes cantidades de gas al calentarse
- No perder material debido al flujo de porciones fundidas
- Resistir las fuerzas cortantes y de presión sin perder integridad física
- Resistir las pérdidas por reacción química (oxidación)
- Proporcionar buen aislamiento térmico
- Resistir los choques térmicos y mecánicos

9.2.2 Medio circundante de la ablación. El calor ablativo puede ser el resultado del impacto del gas caliente, calor radiante o fricciones causadas por una hipervelocidad del gas impactante. El medio circundante de la ablación incluye un calentamiento con o sin fuerzas cortantes.

En una nave espacial, al momento de pasar por la atmósfera terrestre se produce el calentamiento en su protector térmico debido a la onda de compresión y fricción que se forma. Las velocidades de calentamiento dependen de la velocidad, de la presión y de la forma del vehículo. Los conos agudos tienen altas velocidades de calentamiento en áreas pequeñas, mientras que los aplanados tienen velocidades mas bajas en áreas más grandes.

9.2.3 Eficiencia de la ablación. La eficiencia de la ablación se define como el calor absorbido o bloqueado por unidad de peso de material consumido. Los materiales que al descomponerse forman fragmentos de pesos moleculares bajos, producen altos volúmenes de gases. Por lo general, estos mismos compuestos tienen calores de descomposición elevados, debido a que es necesario romper muchos enlaces durante el proceso. Los compuestos orgánicos ricos en hidrogeno, tienen la capacidad deseada de generación de gases y también producen una capa carbonizada al calentarse.

La capacidad de ablación está directamente relacionada con el calor de descomposición. Un claro ejemplo de esto lo constituye el teflón PTFE, que se descompone en su monómero, y al llegar a altas temperaturas se producen más rupturas que absorben más calor. Esta reacción absorbe o bloquea 800-4000 Btu/lb en una aplicación ablativo.

10. CONCLUSIONES

- Este trabajo sirve como material de consulta básico para los estudiantes de la Fuerza Aérea Colombiana y de la Universidad Autónoma de Occidente, para motivar el interés y una rápida aplicación del cálculo de toberas en los programas académicos que se interesen en el tema de la cohetaría.
- El software será una herramienta básica en las instituciones educativas de Educación Superior del país para los futuros diseños de cohetes.
- Existen diferentes metodologías para el trazado de toberas, la implementada en este proyecto fue la más reciente que ha sido explicada y desarrollada por Dieter K. Huzel y David H. Huang. En su libro “Modern Engineerinh for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines” Teniendo en consideración que los modelos existentes en la red no contemplan todas las aplicaciones estipuladas en la metodología.
- El programa de computador por ser elaborado en Excel permite ser más amigable en el caso de efectuar variaciones como puede ser otros tipos de combustibles.
- La relación entre los datos arrojados por el programa y su interfase al programa Solid Edge le permite al diseñador visualizar el dimensionamiento de la tobera en tres dimensiones.

11. RECOMENDACIONES

La primera recomendación es incentivar más a los estudiantes de ingeniería a que se interesen por el tema de la coherencia en Colombia, ya que se pueden generar nuevos campos de investigación y desarrollo que no se han implementado dentro del país por falta de motivación e información.

Fortalecer más la investigación básica en el tema de la coherencia para generar nuestra propia tecnología y hacerla realidad. Se deben de formar las bases teóricas para tener el conocimiento y así generar innovación.

BIBLIOGRAFIA

ABRAMOVICH, G. N. Prikladnaia Gasobaia Dinamica. Moscú: Editorial Nauta, 1969. 496 p.

BORYS, Kit; DOUGLAS, Evered. Rocket propellant handbook. New York: The Macmillan Company, 1960. 412 p.

HUZEL, Dieter K; HUANG, David. Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Washington D.C: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992. 402 p.

MACAULAY, David. Cómo funcionan las cosas: Cohetes. Barcelona: Muchnik Editores, 1989. 389 p.

Materiales de ablación [en línea]. Pensilvania: Jimmy Wales and Larry Songer, 2001. [consultado 06 de Marzo, 2006]. Disponible por Internet: <http://www.wikipedia.com>

NASA, Rockets: An Educator's Guide with Activities in Science, Mathematics, and Technology. Washington D.C: NASA Headquarters, 2001. 453 p.

Propiedades del cobre. [en línea]. Carolina del Norte: Goodfellow Cambridge, 1995. [consultado 08 de Marzo 2006]. Disponible en Internet: <http://www.goodfellow.com>

SANGER, Eugen. Raketenflugtechnik. Munich: Irene Sängers-Bredt, 1933. 446 p.

SUTTON, George; BIBLARZ, Oscar. Rocket Propulsion Elements. 7 ed. New York: John Wiley & sons, 2001. 526 p.

SUTTON, George. Rocket propulsion elements: An introduction to the engineering of rockets. New York: John Wiley & sons, 1949. 512 p.

Anexo A. Ecuaciones en Excel

A continuación se mostraran las ecuaciones en Excel de cada una de los parámetros utilizados. Los datos están en las columnas C y G de la pantalla de Excel de la figura 41.

Figura 41. Pantalla de Excel

	A	B	C	D	E	F	G
1	DISEÑO CAMARA DE EMPUJE (TOBERA CONICA Y CAMPANA)						
2							
3	DATOS DE ENTRADA						
5	Empuje F (lbf)		1000		Numero de Match entrada Tobera Mi (0.15-0.45)		0.4
6	Presion Atmosferica Pa (Psia)		14.7		Longitud Caracteristica L* (in) (15-120in)		45
7	Presion de la camara Pc (Psia)		350		Angulo seccion convergente β (20-45°)		20
8	Temperatura de la camara Tc (°R)		5640		Angulo seccion divergente α (12-20°)		15
9	Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)		20				
10	Relacion de calor especifico γ		1.2		Angulo Contorno parabolico Θ_n		22
11	Relacion O/F		1.7		Angulo Contorno parabolico Θ_e		13
12	Relacion de expansión de area E		4		Relacion de contraccion de area Ec		3.5
13	RESULTADOS						
16	Empuje en vacio Fvac (Lb)		1113		Area Camara Ac (in ²)		7
17	Velocidad Efectiva al nivel del mar C (in/s)		24240		Area Garganta Tobera At (in ²)		2
18	Velocidad Efectiva en vacio Cvac (in/s)		35588		Area salida Tobera Ae (in ²)		8
19							
20	Presion Injector Pc inj (Psia)		379		Diametro Camara Dc (in)		3
21	Presion entrada Tobera Pi (Psia)		294		Diametro garganta Tobera Dt (in)		2
22	Presion garganta Tobera Pt (Psia)		198		Diametro salida Tobera De (in)		3.1
23	Presion salida Tobera Pe (Psia)		3.45				
24					Radio Camara Rc (in ²)		1.5
25	Temperatura entrada Tobera Ti (°R)		5551		Radi garganta Tobera Rt (in ²)		0.8
26	Temperatura garganta Tobera Tt (°R)		5127		Radio salida Tobera Re (in ²)		1.6
27	Temperatura salida Tobera Te (°R)		2611				
28	Constante de Gas R		77		Longitud Camara cilindrica Lc (in)		3
29					Longitud seccion convergente Lcn (in)		2
30	Velocidad del Flujo entrada Tobera Vi (in/s)		5639		Longitud seccion divergente tipo Conica Ln (in)		3.0
31	Velocidad del Flujo garganta Tobera Vt (in/s)		13548		Longitud seccion divergente tipo Campana Lbell (in)		2
32	Velocidad del Flujo salida Tobera Ve (in/s)		32926		Espesor Tw (in)		0.06
33	Numero de Match garganta Tobera Mt		1				
34	Numero de Match salida Tobera Me		3.4		Volumen Camara Vc (in ³)		87
35					Volumen seccion convergente Vcn (in ³)		8.5
36					Volumen seccion divergente Vdn (in ³)		13
37					Volumen Camara cilindrica Vcc (in ³)		78.1
38	Velocidad Caracteristica C* (ft/s)		5629				
39	Coefficiente de Empuje Cf		1.48		Nt (in)		0.111975249
40	Eficiencia de Empuje λ		0.98		Na (in)		0.804399931
41	Impulso Especifico Is (s)		260		Et (in)		3.0
42	Flujo de Combustible wf (Lb/s)		2		Ea (in)		1.6
43	Flujo de Oxigeno wo (Lb/s)		2				
44	Flujo Total wt (Lb/s)		4				

Tabla 10. Ecuaciones en función de las celdas de Excel

Empuje en vacío Fvac (Lb)	=C5+G18*C6
Velocidad Efectiva al nivel del mar C (in/s)	=C32+G18*(C23-C6)*(386,4/C44)
Velocidad Efectiva en vacío Cvac (in/s)	=C32+G18*C23*(386,4/C44)
Presión Inyector Pc inj (Psia)	=(C7*(1+C10*G5^2))/((1+((C10-1)/2)*G5^2)^(C10/(C10-1)))
Presión entrada Tobera Pi (Psia)	=C7/(1+C10*G5^2)
Presión garganta Tobera Pt (Psia)	=C7*(2/(C10+1))^(C10/(C10-1))
Presión salida Tobera Pe (Psia)	=C7/101,5
Temperatura entrada Tobera Ti (°R)	=C8/(1+0,5*(C10-1)*G5^2)
Temperatura garganta Tobera Tt (°R)	=C8*((C22/C7)^((C10-1)/C10))
Temperatura salida Tobera Te (°R)	=C8*((C23/C7)^((C10-1)/C10))
Constante de Gas R	=1544/C9
Velocidad del Flujo entrada tobera Vi (in/s)	=G5*((386,4*C10*C28*C25)^0,5)
Velocidad del Flujo garganta tobera Vt (in/s)	=1*((386,4*C10*C28*C26)^0,5)
Velocidad del Flujo salida tobera Ve (in/s)	=(2*386,4*C10/(C10-1))*C28*C8*(1-(C23/C7)^((C10-1)/C10))^0,5
Numero de Match garganta Tobera Mt	=C31/((386,4*C10*C28*C26)^0,5)
Numero de Match salida Tobera Me	=C32/((386,4*C10*C28*C27)^0,5)
Velocidad Característica C* (ft/s)	=0,975*(((32,2*C10*C28*C8)^0,5)/(C10*(((2/(C10+1))^(C10+1)/(C10-1)))^0,5)))
Coeficiente de Empuje Cf	=0,98*(((2*C10^2)/(C10-1))*(((2/(C10+1))^(C10+1)/(C10-1)))^(1-((C23/C7)^((C10-1)/C10))))^0,5+C12*((C23-C6)/C7)
Eficiencia de Empuje λ	=0,5*(1+COS(G8*0,01745))
Impulso Especifico Is (s)	=(C38*C39)/32,2
Flujo de Combustible Wf (Lb/s)	=C44/(C10+1)

Continuación. Tabla 11. Ecuaciones en función de las celdas de Excel

Flujo de Oxígeno W_o (Lb/s)	=C44-C42
Flujo Total W_t (lb/s)	=C5/C41
Área Cámara A_c (in ²)	=(3,1416*G20^2)/4
Area Garganta tobera A_t (in ²)	=C5/(C39*C7)
Área salida Tobera A_e (in ²)	=C12*G17
Diámetro Cámara D_c (in)	=(G12)^0,5*G21
Diámetro garganta Tobera D_t (in)	=((4*G17)/3,1416)^0,5
Diametro salida Tobera D_e (in)	=(C12)^0,5*G21
Radio Cámara R_c (in ²)	=G20/2
Radio garganta tobera R_t (in ²)	=G21/2
Radio salida Tobera R_e (in ²)	=G22/2
Longitud Cámara cilíndrica L_c (in)	=G37/(G12*G16)
Longitud sección convergente L_{cn} (in)	=(G25*(((G12)^0,5)- 1)+1,5*G25*((1/COS(G7*0,01745))- 1))/(TAN(G7*0,01745))
Longitud sección divergente tipo Cónica L_n (in)	=(G25*(C12^0,5-1)+0,382*G25*(1/COS(G8*0,01745)- 1))/TAN(G8*0,01745)
Longitud sección divergente tipo Campana L_{bell} (in)	=0,8*G30
Espesor T_w (in)	=(C7*G20)/16000
Volumen Cámara V_c (in ³)	=G6*G17
Volumen sección convergente V_{cn} (in ³)	=(3,1416/3)*G29*((G24^2)+(G25^2)+(G24*G25))
Volumen sección divergente V_{dn} (in ³)	=(3,1416/3)*G30*((G26^2)+(G25^2)+(G25*G26))
Volumen Cámara cilíndrica V_{cc} (in ³)	=G34-G35
N_t (in)	=0,382*G25*SENO(G10*0,01745)
N_a (in)	=G25+0,382*G25*(1-COS(G10*0,01745))
E_t (in)	=G30
E_a (in)	=G26

Anexo B. Procedimiento para realizar la interfase entre Excel y Solid Edge

La interfase entre Solid Edge y Excel es una gran ventaja que tienen estos dos software ya que por medio de una conexión entre ambos programas, el diseñador puede ver un modelo de cómo quedara su diseño y como cambiara si modifica algunos datos de entrada en la hoja de calculo de Excel.

Para poder realizar exitosamente la interfase es necesario tener un conocimiento básico de los 2 software:

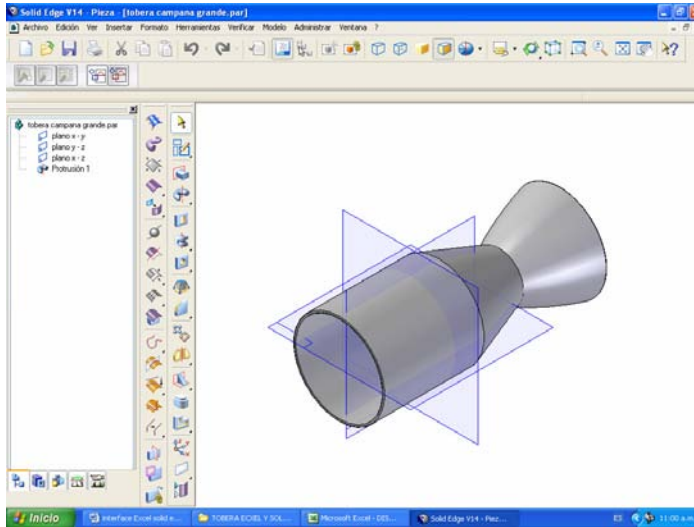
1. Se debe hacer la hoja de cálculo en Excel como se muestra en la figura 42.

Figura 42. 2 Hoja de cálculo de Excel

	A	B	C	D	E	F	G	H	I
1	DISEÑO CAMARA DE EMPUJE (TOBERA CONICA Y CAMPANA)								
2	DATOS DE ENTRADA								
3									
5	Empuje F (lbf)		1000		Numero de Match entrada Tobera Mi (0.15-0.45)		0.4		
6	Presion Atmosferica Pa (Psia)		14.7		Longitud Caracteristica L* (in) (15-120in)		45		
7	Presion de la camara Pc (Psia)		350		Angulo seccion convergente beta (20-45°)		20		
8	Temperatura de la camara Tc (°R)		5640		Angulo seccion divergente alpha (12-20°)		15		
9	Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)		20		Angulo Contorno parabolico theta_n		22		
10	Relacion de calor especifico gamma		1.2		Angulo Contorno parabolico theta_e		13		
11	Relacion O/F		1.7		Relacion de contraccion de area Ec		3.5		
12	Relacion de expansion de area E		4						
13	RESULTADOS								
16	Empuje en vacio Fvac (Lb)		1113		Area Camara Ac (in^2)		7		
17	Velocidad Efectiva al nivel del mar C (in/s)		24240		Area Garganta Tobera At (in^2)		2		
18	Velocidad Efectiva en vacio Cvac (in/s)		35588		Area salida Tobera Ae (in^2)		8		
19									
20	Presion Inyector Pc inj (Psia)		379		Diametro Camara Dc (in)		3		
21	Presion entrada Tobera Pt (Psia)		294		Diametro garganta Tobera Dt (in)		2		
22	Presion garganta Tobera Pt (Psia)		198		Diametro salida Tobera De (in)		3.1		
23	Presion salida Tobera Pe (Psia)		3.45						
24									
25	Temperatura entrada Tobera Ti (°R)		5551		Radio Camara Rc (in^2)		1.5		
26	Temperatura garganta Tobera Tt (°R)		5127		Radi garganta Tobera Rt (in^2)		0.8		
27	Temperatura salida Tobera Te (°R)		2611		Radio salida Tobera Re (in^2)		1.6		
28	Constante de Gas R		77						
29					Longitud Camara cilindrica Lc (in)		3		
30	Velocidad del Flujo entrada Tobera Vi (in/s)		5639		Longitud seccion convergente Lcn (in)		2		
31	Velocidad del Flujo garganta Tobera Vt (in/s)		13548		Longitud seccion divergente tipo Conica Ln (in)		3.0		
32	Velocidad del Flujo salida Tobera Ve (in/s)		32926		Longitud seccion divergente tipo Campana Lbell (in)		2		
33	Numero de Match garganta Tobera Mt		1		Espesor Tw (in)		0.06		
34	Numero de Match salida Tobera Me		3.4		Volumen Camara Vc (in^3)		87		
35					Volumen seccion convergente Vcn (in^3)		0.0		

2. Una vez hecha la hoja de calculo, se procede a hacer un dibujo aproximado en Solid Edge de lo que se esta diseñando en Excel. En nuestro caso el motor cohete.

Figura 43. Dibujo en Solid Edge



3. Cuando se tenga la hoja de cálculo en Excel y el dibujo en Solid Edge, mantenido los 2 programas abiertos, se procederá a relacionar las variables salida que tengan que ver con el dimensionamiento del dibujo en Solid Edge (diámetros, radios, longitudes, etc.). Se explicará como relacionar la variable “radio de la cámara de combustión”.

4. En la hoja de cálculo de Excel haga clic con el botón derecho del Mouse y copie este valor.

Figura 44. Proceso de copiado de la variable radio de la cámara de combustión

DISEÑO TOBERA TIPO CAMPANA Grande

DATOS DE ENTRADA

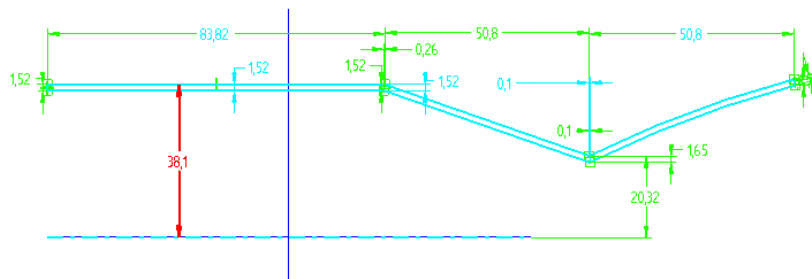
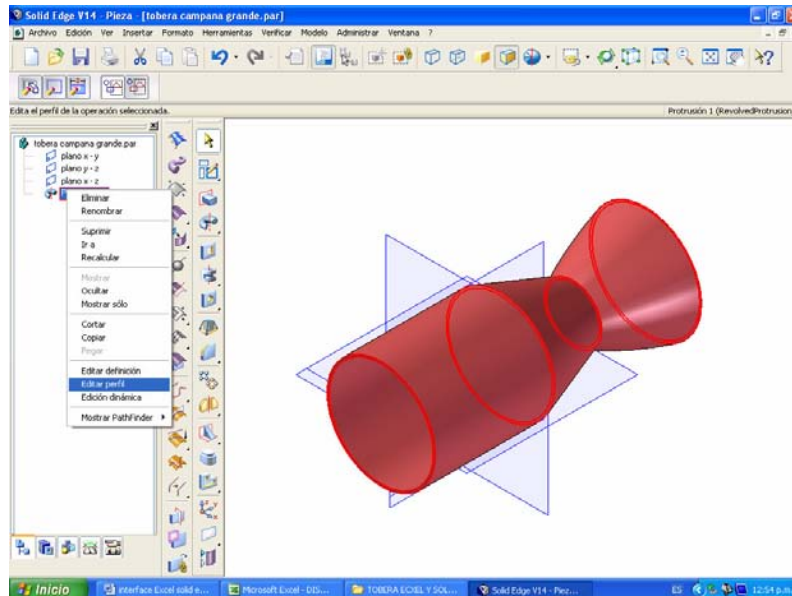
5	Empuje F (lb)	1000	Numero de Match entrada Tobera Mt (0.15-0.45)
6	Presion Atmosferica Pa (Psia)	14.7	Longitud Caracteristica L* (in) (15-120in)
7	Presion de la camara Pc (Psia)	350	Angulo seccion convergente β (20-45°)
8	Temperatura de la camara Tc (°R)	5640	Angulo seccion divergente α (12-20°)
9	Peso Molecular de los productos M (lb/mol)	20	Angulo Contorno parabolico θm
10	Relacion de calor especifico γ	1.2	Angulo Contorno parabolico θe
11	Relacion O/F	1.7	Relacion de contraccion de area Ec
12	Relacion de expansion de area E	4	

RESULTADOS

13	Empuje en vacio Fvac (lb)	1113	Area Camara Ac (in²)
16	Velocidad Efectiva al nivel del mar C (in/s)	24240	Area Garganta Tobera At (in²)
17	Velocidad Efectiva en vacio Cvac (in/s)	35508	Area salida Tobera As (in²)
18			
19			
20	Presion inyector Pc inj (Psia)	379	Diametro Camara Dc (in)
21	Presion entrada Tobera Pi (Psia)	294	Diametro garganta Tobera Dt (in)
22	Presion garganta Tobera Pt (Psia)	198	Diametro salida Tobera De (in)
23	Presion salida Tobera Pe (Psia)	3.45	
24			
25	Temperatura entrada Tobera Ti (°R)	5561	Radio Camara Rc (in²)
26	Temperatura garganta Tobera Tt (°R)	5127	Radio garganta Tobera Rt (in²)
27	Temperatura salida Tobera Te (°R)	2611	Radio salida Tobera Re (in²)
28	Constante de Gas R	77	
29			
30	Velocidad del Flujo entradaTobera Vi (in/s)	5639	Longitud Camara cilindrica Lc (in)
31	Velocidad del Flujo gargantaTobera Vt (in/s)	13548	Longitud seccion convergente Lcn (in)
32	Velocidad del Flujo salidaTobera Ve (in/s)	32926	Longitud seccion divergente tipo Conica Ln (in)
33			Longitud seccion divergente tipo Campana Lbell (in)
34	Numero de Match garganta Tobera Mt	1	Espesor Tw (in)
35	Numero de Match salida Tobera Me	3.4	Volumen Camara Vc (in³)
36			Volumen seccion convergente Vcn (in³)

5. Ahora dirijase a Solid Edge, y en la parte izquierda donde se ubica la lista de operaciones haga clic con el botón izquierdo y seleccione editar perfil. Es preferible que el diseño en Solid Edge se haga en una sola operación, es decir que el sólido se haya hecho en una sola pieza.

Figura 45. Edición de perfil



6. En el perfil del motor cohete acotar todas las líneas que lo compongan por que en las cotas es en donde se hará la relación entre Solid Edge y Excel.

7. Cuando se tengan acotadas todas las líneas, seleccionar la cota que corresponda al radio de la cámara de combustión

8. En la barra menú, desplegar la opción herramientas y entrar a variables aparecerá la ventana de la figura 46, en esta tabla se listan todas las variables, cada una corresponde a una cota puesta en el dibujo, si anteriormente se selecciono la cota correspondiente a radio de la cámara, esta aparecerá marcada, haga clic derecho con el Mouse en la variable correspondiente a radio de la cámara y seleccione la opción “pegar con vinculo”.

Cuando usted escoge esta opción el vínculo entre Solid Edge y Excel se ha hecho, únicamente para la variable “radio de la cámara”, salga de la ventaja y grabe tanto en Solid Edge como en Excel.

Figura 46. Variables

Tipo	Nombre	Valor	Fórmula
Dim	V2813	0,06 pulg	
Dim	V2864	0,06 pulg	
Dim	V2742	0,06 pulg	
Dim	V2865	0,01 pulg	
Dim	V2866	1,50 pulg	@E:\PROYECTO DE GRADO\TO
Dim	V2867	0,00 pulg	
Dim	V2868	0,00 pulg	
Dim	V2463	0,06 pulg	
Dim	V2490	0,06 pulg	
Dim	V2713	0,06 pulg	
Dim	V2716	0,06 pulg	
Dim	V2322	0,80 pulg	
Dim	V2303	2,00 pulg	@E:\PROYECTO DE GRADO\TO
Dim	V2277	2,00 pulg	
Dim	V1255	3,30 pulg	@E:\PROYECTO DE GRADO\TO
Var	PhysicalProperties_Den	0,000 kg/mm ³	
Var	PhysicalProperties_Acc	0,99	

9. Se debe de hacer lo mismo para las demás variables.

NOTA: los dos archivos (el de Solid Edge y el de Excel) deben estar grabados en una misma carpeta, cuando desee consultar su trabajo, abra primero el programa de Excel y a continuación el de Solid Edge.

Anexo C. Diseño Tobera tipo cónica y campana

DESING OF ROCKET ENGINE (BELL AND CONICAL NOZZLE)					
ENTRY VALUES					
Thrust F (lbf)	1000		Nozzle inlet match number M_i (0.15-0.45)		0,4
Ambient pressure P_a (Psia)	14,7		Characteristic length L^* (in) (15-120in)		45
Chamber pressure P_c (Psia)	350		Nozzle convergent half angle β (20-45°)		20
Chamber temperature T_c (°R)	5640		Nozzle divergent half angle α (12-20°)		15
Product-gas molecular weight M (Lb/mol)	20				
Gas specific ratio γ	1,2		Parabolic contour wall angle θ_n		22
O/F ratio	1,7		Parabolic contour wall angle θ_e		13
Expansion area ratio E	4		Contraction area ratio E_c		3,5
RESULTS					
Thrust in vacuum F_{vac} (Lb)	1113		Area Chamber A_c (in ²)		7
Effective velocity sea level C (in/s)	24240		Area nozzle throat A_t (in ²)		2
Effective velocity vacuum C_{vac} (in/s)	35588		Area nozzle exit A_e (in ²)		8
Pressure chamber injector end $P_{c\ inj}$ (Psia)	379		Diameter Chamber D_c (in)		3
Pressure nozzle inlet P_i (Psia)	294		Diameter nozzle throat D_t (in)		1,6
Pressure nozzle throat P_t (Psia)	198		Diameter nozzle exit D_e (in)		3,1
Pressure nozzle exit P_e (Psia)	3,45				
Temperature nozzle inlet T_i (°R)	5551		Ratio Chamber R_c (in ²)		1,5
Temperature nozzle throat T_t (°R)	5127		Ratio nozzle throat R_t (in ²)		0,8
Temperature nozzle exit T_e (°R)	2611		Ratio nozzle exit R_e (in ²)		1,6
Gas constant R	77				
Flow velocity nozzle inlet V_i (in/s)	5639		Length cilindrical chamber L_c (in)		3,3
Flow velocity nozzle throat V_t (in/s)	13548		Length convergent nozzle L_{cn} (in)		2
Flow velocity nozzle exit V_e (in/s)	32926		Length divergent nozzle L_n (in)		3,0
Match number throat M_t	1		Length divergent bell nozzle L_{bell} (in)		2
Match number exit M_e	3,4		Wall thickness T_w (in)		0,06
Characteristic velocity C^* (ft/s)	5629		Volume thrust chamber V_c (in ³)		87
Thrust coeffecient C_f	1,48		Volume convergent nozzle V_{cn} (in ³)		8
Thrust effeciency λ	0,98		Volume divergent nozzle V_{dn} (in ³)		13
Specific im pulse (s)	260		Volume cylindrical chamber V_{cc} (in ³)		78
Fuel flow rate W_f (Lb/s)	2				
Oxygen flow rate W_o (Lb/s)	2		N_t (in)		0,111975249
Total Propellant flow rate W_t (lb/s)	4		N_a (in)		0,804399931
			E_t (in)		3
			E_a (in)		2

LABORATORIO DE COHETERIA

Jonathan Ramirez Castillo
Juan Pablo Losada Pérez

*Universidad Autonoma de occidente,
Valle del Lili Km. 1 vía Jamundi Valle,
Cali, Valle*

Abstract: Este sistema incluye varios campos de la ingeniería mecánica como lo son: mecánica de fluidos, teoría de flujos compresibles, teoría de diseño y construcción de toberas, diseño de sistemas de refrigeración para motores cohetes, materiales de construcción.

Toda la información mencionada anteriormente se utilizó para el diseño del motor cohete.

Keywords: Motor cohete, tobera, cámara de empuje, campana, propelente

1. INTRODUCCIÓN

La cohetaría es una ciencia que con el pasar de los años y el aporte de muchas personas en distintas partes del mundo se ha ido perfeccionando, desde los chinos que fueron los primeros que comenzaron a experimentar con cohetes, hasta nuestros días. Los ingenieros de todo el mundo, le han ido buscando a los cohetes distintos usos que hoy en día se le han dado: como en la aeronáutica, en la industria militar y espacial. Etc.

2. OBJETIVO

Diseñar los componentes de escape de los productos de la combustión para la evaluación de combustibles gaseosos y líquidos para impulsión de cohetes y misiles

3. CÁMARA DE EMPUJE

En la Figura-1 se ilustra el ensamblaje de la cámara de empuje típica, la empleada para manejar una presión de cámara relativamente baja (menos 1000 psia) y propelentes líquidos de oxígeno/RP-1. Este tiene tres subensambles: el cuerpo que incluye boquilla de expansión, inyector e ignición.

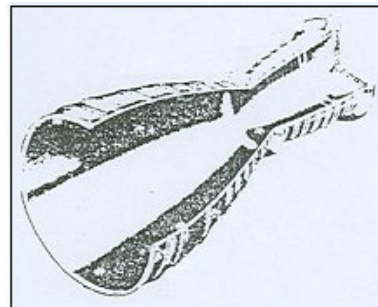


Figura 1 - Cámara de empuje

La cámara debe ser construida en una sola pieza sólida de un material con una alta conductividad térmica para que haya una mayor disipación de calor a traves de las paredes de la cámara de combustión y así esta se mantenga refrigerada.

3.1. Diseño de cámara de empuje

El diseño de una cámara del empuje representa una de las tareas más complejas en el campo del diseño e ingeniería de cohetes de propulsor líquido, principalmente por los procesos básicos, sobre todo la combustión dentro de la cámara del empuje, procesos que son prácticamente desconocidos, lo cual hace que el análisis sea difícil e impreciso.

Un parámetro que describe el volumen de la cámara requerida para que haya una combustión completa es la longitud característica L^* , que es dada en la siguiente ecuación:

$$L^* = \frac{V_c}{A_t}$$

Una longitud característica apropiada para motores cohetes esta entre 40 -120 pulgadas. L^* es en realidad un sustituto para determinar el tiempo de resistencia dentro de la cámara de los propelentes.

Volumen de la cámara incluyendo la sección convergente de la tobera

$$V_c = L^* A_t$$

A_t = Area de la garganta de la tobera

El área transversal de la cámara

$$A_c = \frac{\pi D_c^2}{4}$$

Diámetro de la cámara de combustión

$$D_c = \sqrt{E_c} D_t$$

El diámetro de la garganta de la tobera es:

$$D_t = \sqrt{\frac{4A_t}{\pi}}$$

Donde A_t es el área de la garganta de la tobera:

$$A_t = \frac{F}{C_f P_c}$$

Donde la fuerza de empuje es F , la presión en la cámara de combustión es P_c y C_f es el coeficiente de empuje. El diámetro de salida de la tobera D_e es:

$$D_e = \sqrt{E} D_t$$

El diámetro de la salida de la tobera esta en función del radio de expansión (A_e/A_t) y el diámetro de la tobera. El área a la salida de la tobera es:

$$A_e = E A_t$$

El número de Mach a la salida de la tobera es:

$$M_e = \frac{V_e}{\sqrt{g r R T_e}}$$

La longitud de la parte convergente de la cámara de empuje es:

$$L_{cn} = \frac{R_t (\sqrt{E_c} - 1) + 1.5 R_t (\sec \beta - 1)}{\tan \beta}$$

Esta longitud esta en función del radio de la tobera R_t , y el ángulo β (20 - 45 grados).

La longitud de la parte divergente de la cámara de empuje de tobera cónica:

$$L_n = \frac{R_t (\sqrt{E} - 1) + 0.382 R_t (\sec \alpha - 1)}{\tan \alpha}$$

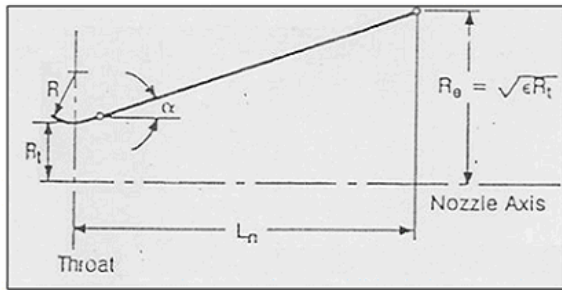


Figura 2 - Configuración del motor cohete

Para una tobera tipo campana la longitud de esta debe ser el 80% de la longitud de la parte divergente de la tobera cónica L_n ,

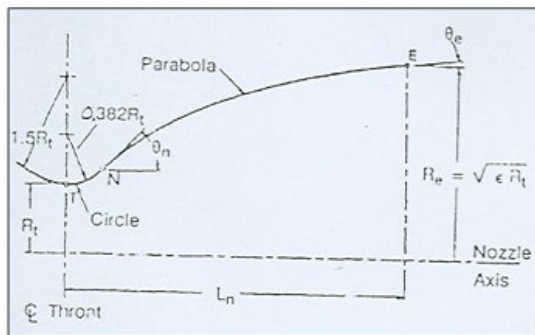


Figura 3 - Contorno de la tobera tipo campana

$$L_{bell} = 0.8L_n$$

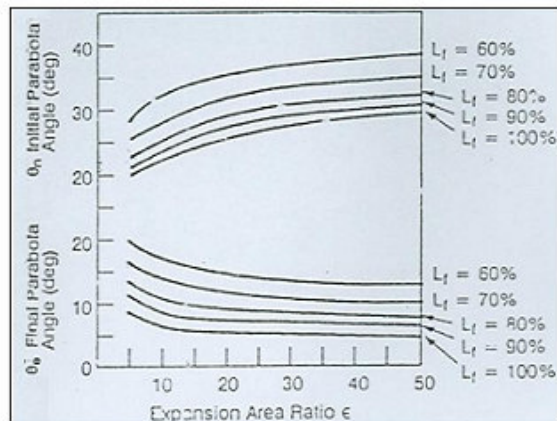


Figura 4 - θ_n y θ_e en función de radio de expansión ϵ

La longitud de la cámara de combustión es:

$$L_c = \frac{V}{E_c A_c}$$

V es el volumen de la parte cilíndrica de la cámara y se determina mediante la siguiente ecuación:

$$V = V_c - V_{cn}$$

V_{cn} es el volumen de la parte convergente de la tobera:

$$V_{cn} = \frac{\pi}{3} L_{cn} [R_c^2 + R_t^2 + R_c R_t]$$

El volumen de la parte divergente de la tobera es:

$$V_{dn} = \frac{\pi}{3} L_{dn} [R_e^2 + R_t^2 + R_e R_t]$$

3.2. Diseño de la cámara de empuje del laboratorio

Para el diseño de la cámara de empuje se implementó un software en Excel con todos los parámetros necesarios para la el dimesionamiento de la misma.

En el software se pueden modificar los datos para cualquier diseño de la tobera y cámara de combustión que se requiera, tanto para una tobera cónica como para una tobera tipo campana. El software arroja datos de diseño y construcción de la cámara de empuje. Este se encuentra enlazado con el software Solid Edge con el fin de mostrar al diseñador la apariencia física de la tobera en cuanto este haga algún cambio en la hoja de cálculo de Excel.

La cámara de empuje del laboratorio se diseñó con los siguientes datos de entrada.

Tabla 1 – Datos de entrada para la cámara de empuje del laboratorio

Empuje F (lbf)	8,5
Presion Atmosferica Pa (Psia)	14,7
Presion de la camara Pc (Psia)	150
Temperatura de la camara Tc (°R)	4360
Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)	16
Relacion de calor específico γ	1,2
Relacion O/F	0,4
Relacion de expansión de area E	3,5
Numero de Match entrada Tobera Mi (0.15-0,45)	0,4
Longitud Caracteristica L* (in) (15-120in)	40
Angulo seccion convergente β (20-45°)	20
Angulo seccion divergente α (12-20°)	15
Angulo Contorno parabolico Θ_n	22
Angulo Contorno parabolico Θ_e	13
Relacion de contraccion de area Ec	4

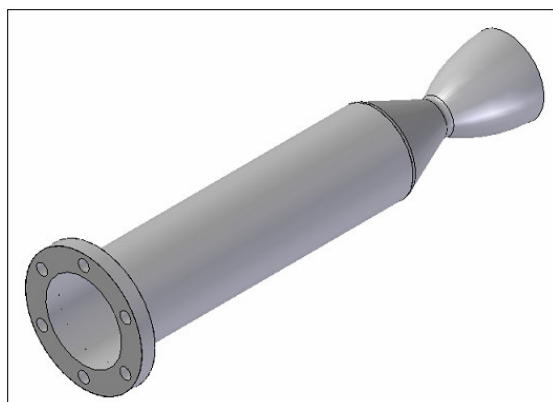


Figura 5 - Tobera tipo campana

3.3. Diseño de la cámara de empuje para el primer cohete colombiano de propelente líquido

Al igual que se diseño la cámara de empuje para el laboratorio, también se diseño la cámara de empuje para el primer cohete colombiano de propelente líquido (utilizando Excel), utilizando los siguientes datos:

Tabla 2 – Datos de entrada de la cámara de empuje para el primer cohete colombiano

Empuje F (lbf)	1000
Presion Atmosferica Pa (Psia)	14,7
Presion de la camara Pc (Psia)	350
Temperatura de la camara Tc (°R)	5640
Peso Molecular de los productos M (Lb/mol)	20
Relacion de calor específico γ	1,2
Relacion O/F	1,7
Relacion de expansión de area E	4
Numero de Match entrada Tobera Mi (0.15-0,45)	0,4
Longitud Caracteristica L* (in) (15-120in)	45
Angulo seccion convergente β (20-45°)	20
Angulo seccion divergente α (12-20°)	15
Angulo Contorno parabolico Θ_n	22
Angulo Contorno parabolico Θ_e	13
Relacion de contraccion de area Ec	3,5

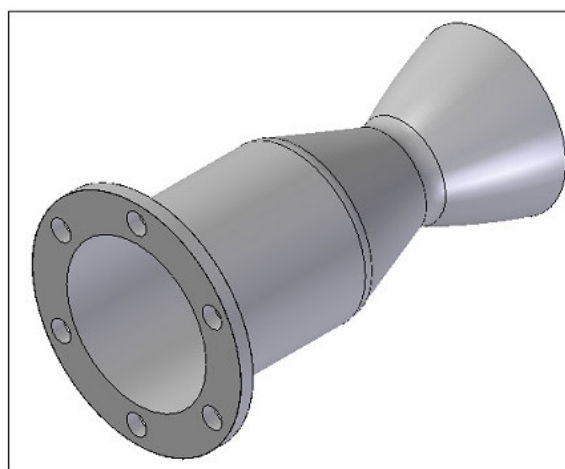


Figura 5 - Cámaras de combustión para el primer cohete colombiano

4. INYECTOR

La función de este dispositivo es el de introducir los propelentes en la cámara de combustión de una manera tal que la combustión sea eficiente. Hay varios tipos de inyectores que el diseñador puede seleccionar dependiendo del tamaño del motor.

El inyector esta compuesto principalmente de una entrada de combustible, una entrada de oxígeno y un conector de alta energía que son los componentes necesarios para la ignición del propelente y junto con otros elementos como carcasa y elementos de sujeción se conforma el sistema.

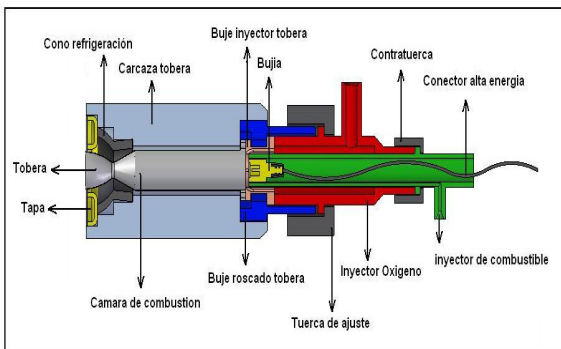


Figura 6 – Partes del inyector

5. SISTEMA DE REFRIGERACION

El sistema de refrigeración implementado consiste en la construcción del motor cohete en cobre, el cual es un material con una alta conductividad térmica para disipar el calor generado durante la combustión.

La cámara de combustión y la tobera, serán construidas en una sola pieza.

Para el primer cohete Colombiano de propelente líquido se utilizara un recubrimiento en la parte interna del motor cohete a base de material ablativo el cual es usado por la NASA para proteger los motores de sus cohetes y evitar que estos se fundan.

Este material será reemplazado después de cada ensayo quedando intacta la cámara de empuje.

6. MATERIAL DE CONSTRUCCION PARA EL MOTOR COHETE DEL LABORATORIO

El Cobre es un metal de color rojizo maleable y dúctil. Posee excelentes conductividades térmica y eléctrica y una buena resistencia a la corrosión.

La conductividad eléctrica del Cobre llega segunda detrás de la de la Plata y por lo tanto su aplicación principal es la industria eléctrica. El Cobre también es la base de muchas aleaciones importantes (latón, bronce y bronce al aluminio) y junto con la Plata y el Oro, ha sido muy usado para la acuñación de las monedas.

7. MATERIAL ABLATIVO PARA EL PRIMER COHETE COLOMBIANO

La ablación hace relación con el proceso de pérdida premeditada de material superficial para limitar la absorción de calor.

Estos materiales se usan para proteger estructuras de los efectos de temperaturas elevadas que podrían llegar a fundir metales o incluso materiales cerámicos. Dadas estas características, los principales usos de estos materiales son:

- Aislamiento interno de vehículos espaciales
- Protección térmica para el reingreso a la atmósfera de cápsulas espaciales
- Protección térmica de cabezas nucleares
- Paredes de incendio en aeronaves

7.1. Mecanismo de la ablación

Cuando un material se somete a un proceso de ablación suceden varias cosas:

- El material se descompone, consumiendo calor durante el proceso
- Se presenta un bloqueo que evita que una buena parte del calor penetre a la superficie.
- La superficie puede alcanzar una temperatura suficientemente alta como para irradiar el calor hacia el medio circundante

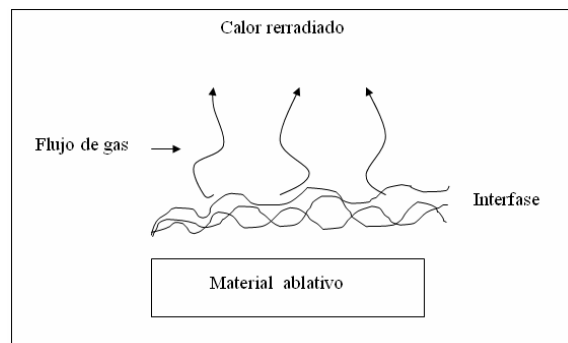


Figura 7 - Mecanismo de ablación

Para que el material de ablación sea efectivo, debe reunir las siguientes características:

- Producir grandes cantidades de gas al calentarse
- No perder material debido al flujo de porciones fundidas
- Resistir las pérdidas por reacción química (oxidación)
- Resistir los choques térmicos y mecánicos

8. CONCLUSIONES

- Este trabajo queda como un material de consulta básico para los estudiantes de la fuerza aérea, para impulsar a estos a que se interesen más por el tema de la coherencia.
- El software quedara como una herramienta dentro de la institución para los futuros diseños que se hagan posteriormente.
- Existen diferentes metodologías para el trazado de toberas, la implementada en este proyecto fue la más reciente que ha sido desarrollada por Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines. Teniendo en consideración que los modelos existentes en la red no contemplan las aplicaciones estipuladas en la metodología.

9. BIBLIOGRAFIA

Modern Engineering for Design of Liquids-Propellant Rocket Engines
Dieter K Huzel y David H Huang

Progress in Astronautics and Aeronautics
A. Richard Seebass Volume 147
Editorial AIAA Washington D.C 1992

Monsalve Montoya Juan Esteban, Contreras Hoyos Cesar Augusto.
Bases teóricas y documentación técnica para el diseño de cohetes a desarrollar en el centro de investigación de tecnología aeronáutica.